

УПРАВЛЕНИЕ ГЛАВНОКОМАНДУЮЩЕГО
ВОЙСКАМИ ПВО СТРАНЫ

Изв. №

ЗЕНИТНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС С-200

(Состав, принцип действия и боевые возможности)

УЧЕБНИК

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА—1960

УПРАВЛЕНИЕ ГЛАВНОКОМАНДУЮЩЕГО
ВОЙСКАМИ ПВО СТРАНЫ

ЗЕНИТНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС С-200

(Состав, принцип действия и боевые возможности)

*Утвержден Главнокомандующим
Войсками противовоздушной обороны страны
в качестве учебника
для военно-учебных заведений
и учебных центров*

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1969

Внимание! Проверьте наличие вклеек.

В книге пронумеровано всего 552 страницы. Кроме того, имеется 20 вклеек на 20 листах в конце книги в отдельном блоке.

Вклейка 1, рис. 40
Вклейка 2, рис. 41
Вклейка 3, рис. 49
Вклейка 4, рис. 129
Вклейка 5, рис. 132
Вклейка 6, рис. 137
Вклейка 7, рис. 151
Вклейка 8, рис. 162
Вклейка 9, рис. 180
Вклейка 10, рис. 214
Вклейка 11, рис. 225
Вклейка 12, рис. 230
Вклейка 13, рис. 232
Вклейка 14, рис. 234
Вклейка 15, рис. 237
Вклейка 16, рис. 241
Вклейка 17, рис. 246
Вклейка 18, рис. 254
Вклейка 19, рис. 256
Вклейка 20, рис. 268

ПРЕДИСЛОВИЕ

На вооружение Войск противовоздушной обороны страны принят новый зенитный ракетный комплекс С-200, обладающий высокими боевыми возможностями. Он способен вести эффективную борьбу со всеми существующими аэродинамическими средствами воздушного нападения вероятного противника на высотах более 300 м.

В комплексе С-200 в отличие от комплексов типа С-75 применен ряд новых принципов, как-то: построение комплекса на основе полуактивной системы самонаведения, использование в радиолокационных средствах принципа непрерывного излучения электромагнитной энергии, автоматизация процессов боевой работы путем широкого применения элементов цифровой вычислительной техники.

Учебник предназначен для слушателей учебных центров, курсантов военных училищ и командного состава зенитных ракетных войск, а также для офицеров-специалистов отдельных систем, изучающих общие функциональные связи и смежные системы комплекса. В Учебнике изложены назначение, состав, принцип действия комплекса и его боевые свойства. Наиболее подробно освещены общие функциональные связи и характерные особенности комплекса.

Учебник написан офицерским составом 11 учебного центра зенитных ракетных войск ПВО страны: глава I — полковником Лебедевым И. И.; глава II — инженер-майором Александровым П. М., инженер-подполковником Перфиловым П. А., майором Гимпельсом А. Г., полковником Пузанковым А. К.,

инженер-майором **Рытвинским А. В.**; глава III — инженер-подполковником **Белопуховым В. М.**, инженер-майором **Рогозиным В. А.**, инженер-майором **Тарасовым Н. М.**; глава IV — инженер-майором **Ахрамовичем А. С.**, инженер-майором **Диментом Б. Д.**, инженер-полковником **Ревковым В. Е.**, инженер-капитаном **Максимовым Ю. В.**, инженер-полковником **Фриденсоном Е. С.**, инженер-подполковником **Савиковым П. С.**, инженер-майором **Кожиным В. В.**, инженер-подполковником **Ковалевым А. Г.**; глава V — инженер-подполковником **Волосевичем Б. Н.**, инженер-майором **Егоровым Е. М.**, инженер-подполковником **Зеленкиным М. Г.**, инженер-майором **Судаковым В. И.**; глава VI — майором **Вавиловым И. А.**, инженер-майором **Михайловым П. И.**, инженер-подполковником **Срулевичем Л. С.**; глава VII — подполковником **Улериановым В. Н.**; глава VIII — инженер-подполковником **Бобровым Б. Г.**; глава IX — инженер-полковником **Неупокоевым Ф. К.**; глава X — полковником **Лебедевым И. И.**, подполковником **Горлачевым В. М.**

Учебник написан под общей редакцией кандидата технических наук инженер-полковника **Неупокоева Ф. К.**

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА С-200

1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ КОМПЛЕКСА

Назначение и основные особенности

Зенитный ракетный комплекс (ЗРК) С-200 входит в состав полков и бригад смешанного состава ЗРВ. Он обеспечивает поражение как современных, так и перспективных воздушных целей, летящих со скоростями 100—1000 м/сек, при курсовых углах 0—60°, на высотах 300 м—35 км и на дальностях стрельбы от 17 до 50—160 км в зависимости от характеристик и параметров движения цели.

В первую очередь ЗРК С-200 предназначен для уничтожения высотных, скоростных и малоразмерных целей, а также постановщиков радиопомех.

ЗРК С-200 в своем составе может иметь два, три или пять стрельбовых каналов (зрди). Например, пятиканальный ЗРК С-200 в пределах указанных выше параметров позволяет:

— одновременно уничтожать до 5 одиночных самолетов (крылатых ракет), летящих с одного или нескольких направлений;

— уничтожать все одиночные самолеты (крылатые ракеты), входящие в зону пуска комплекса с одного или нескольких направлений с плотностью налета 2—3 цели в минуту до полного израсходования запаса ракет, находящегося на огневой позиции.

ЗРК С-200 по сравнению с другими системами ЗУР имеет следующие основные особенности.

а) В комплексе применен полуактивный метод самонаведения ракеты на цель, обеспечивающий высокую вероятность ее поражения на больших дальностях. Наведение и захват цели на автосопровождение головкой самонаведения осуществляется до старта ракеты при нахождении ее на пусковой установке.

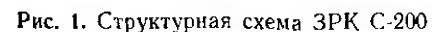
б) В построении радиолокационных средств комплекса применен метод непрерывного излучения высокочастотной

1



в) В ЗРК С-200 широко использована цифровая вычислительная техника, обеспечивающая высокую автоматизацию процессов боевой работы, а следовательно, и высокую огневую производительность комплекса. Ряд процессов боевой работы (выдача и отработка целеуказания, наведение и захват цели головкой самонаведения (ГСН), зарядание пусковых установок) полностью автоматизирован.

— контрольную вышку (КВ) К-7, предназначенную для контроля функционирования РПЦ и кабины целераспределения К-9; контрольная вышка состоит из мачты, имеющей высоту около 29 м, и антенной головки (приемной антенны, модулятора и передающей антенны).



Многоканальная часть комплекса состоит из двух, трех или пяти стрельбовых каналов (зрдн).

В состав каждого стрельбового канала входят следующие элементы.

а) Радиолокатор подсвета цели, состоящий из аппаратной кабины (кабины К-2) и антенного поста (кабины К-1).

РПЦ представляет собой радиолокационную станцию непрерывного излучения электромагнитной энергии с фазокодовой манипуляцией сигнала для определения наклонной дальности до цели и с диаграммой направленности приемной антенны, для формирования которой используется метод мгновенной равноточной зоны, обеспечивающий автоматическое сопровождение целей по угловым координатам β и ϵ . РПЦ автоматически наводится на цель по данным информации целеуказания, поступающим от АСУРК-1МА (ПБУ-200) через кабину К-9, захватывает цель и осуществляет автоматическое ее сопровождение по трем или четырем координатам (β , ϵ , V , D).

Основным назначением РПЦ является непрерывный подсвет цели электромагнитной энергией для обеспечения работы полуактивной головки самонаведения.

В каждой кабине К-2 установлена цифровая вычислительная машина (ЦВМ) «Пламя-К», обеспечивающая автоматическое наведение следящих систем РПЦ на цель по данным информации целеуказания, решение задачи встречи и выработку начальных данных для установки на программирующих устройствах и счетно-решающем приборе ракеты.

б) Кабина подготовки старта К-3М с аппаратурой управления стартом и аппаратурой управления ГСН, которая в основном предназначена:

— для размножения и передачи на шесть пусковых установок (ПУ) данных азимута, угла места, дальности и скорости, поступающих с РПЦ и необходимых для автоматического наведения ГСН на цель;

— для автоматической подстройки гетеродинов головки самонаведения на частоту задающего генератора передатчика РПЦ;

— для начальной (до старта) установки различных величин на программирующих устройствах и счетно-решающем приборе ракеты;

— для управления работой ГСН ракет при подготовке их к старту;

— для управления автоматическим перезаряданием пусковых установок ракетами.

В кабине К-3М в угловые координаты и дальность до цели вводятся поправки на параллакс РПЦ — ПУ.

в) Шесть ПУ 5П72Б, предназначенных для предстартовой подготовки ракет и их пуска. Пуск ракет производится при

постоянном угле старта $\epsilon_{пу} = 48^\circ$ путем нажатия соответствующих кнопок ПУСК в кабине К-2 РПЦ.

г) Двенадцать заряжающих машин 5Ю24 (по две на каждую ПУ), предназначенных для хранения ракет и автоматического заряжания (разряжания) ПУ.

Для пополнения боекомплекта ракет из технического дивизиона используется транспортно-перегрузочная машина (ТПМ) 5Т83М или 5Т82М. Перегрузка ракет с ТПМ на заряжающую машину 5Ю24 производится через ПУ.

д) Зенитные управляемые ракеты 5В21А (один боекомплект — одна ракета на каждую ПУ).

Ракета 5В21А — двухступенчатая с четырьмя боковыми пороховыми ускорителями и жидкостным маршевым двигателем. Ракета имеет полуактивную головку самонаведения, основным назначением которой является прием отраженных сигналов от цели, автоматическое сопровождение цели по углам, дальности и скорости до старта ракеты и после ее старта до встречи с целью, выработка команд управления на автопилот для наведения ракеты на цель.

Выработка команд управления в ГСН производится в соответствии с самонаведением по методу пропорционального сближения или с самонаведением по методу постоянного угла упреждения между вектором скорости ракеты и линией визирования «ракета — цель».

Метод самонаведения выбирается ЦВМ РПЦ до пуска ракеты. Если время полета ракеты до точки встречи больше 70 сек (стрельба в дальнюю зону), то применяется самонаведение по методу постоянного угла упреждения с автоматическим переключением на 30-й секунде полета на метод пропорционального сближения. Если время полета ракеты до точки встречи меньше 70 сек (стрельба в ближнюю зону), то применяется только метод пропорционального сближения.

В обоих случаях независимо от дальности стрельбы встреча ракеты с целью происходит при методе пропорционального сближения.

Средства электропитания

Для электропитания аппаратуры и оборудования ЗРК С-200 применяются следующие средства:

— пять, три или две электростанции ЭСД-200 (5Е97), каждая из которых питает кабину К-3М и шесть ПУ с заряжающими машинами;

— три или две электростанции ЭСД-200 с одной распределительной кабиной К-21М, предназначенные для питания пяти или трех (двух) РПЦ и кабины К-9;

— пять, три или две кабины преобразования частоты и стабилизации напряжения К-22М, каждая из которых обеспечивает электропитание одного РПЦ;

— одна электростанция ЭСД-200, резервная для всего комплекса (находится на позиции технического дивизиона).

Каждая ЭСД-200 имеет основной дизель-электрический агрегат мощностью 200 кВт и вспомогательный агрегат мощностью 30 кВт.

Электропитание комплекса может осуществляться не только от дизель-электрических станций, но и от промышленной сети. Для этого на позиции комплекса устанавливаются следующие подвижные трансформаторные подстанции:

— ПТП-560 (мощность 560 *кВА*, понижает напряжение с 6—10 *кВ* до 400 *В*), предназначенная для питания кабины целераспределения К-9 и двух, трех или пяти РПЦ;

— две, три или пять ПТП-320 (мощность 320 *кВА*, понижает напряжение с 6—10 *кВ* до 380 *В*), предназначенные для питания кабин К-3М и ПУ (по одной на стартовую позицию).

Основные тактико-технические данные

В комплексе С-200 осуществлена полная независимость стрельбовых каналов при боевой работе. Это позволяет комплексу вести огонь одновременно по нескольким целям, идущим с разных направлений, или сосредоточить огонь на одном направлении. Стрельбовый канал (зрдн) является одноканальным по цели.

Огневой комплекс рассчитан на получение целеуказания от автоматизированной системы управления АСУРК-1МА или «Вектор-2» по данным информации о целях, поступающим с КП технических средств ПВО, оснащенного системой «Луч-1» или «Воздух-1М». Он может работать и от автономных средств целеуказания по данным РЛК П-80, передаваемым через АСУРК-1МА (ПБУ-200).

Средства комплекса могут работать при температуре воздуха от -40° до $+50^{\circ}$ С, скорости ветра у земли до 25 *м/сек*, расположении на высотах до 1000 *м* над уровнем моря. При этом обеспечивается непрерывная боевая работа в течение 12 ч. Повторное включение аппаратуры комплекса для боевой работы может быть произведено после 1 ч перерыва. В отдельных случаях ведения боя допускается непрерывная работа в течение 24 ч с последующим перерывом на 1 ч.

Комплекс С-200 — перевозной. Все его технические средства смонтированы на прицепах и полуприцепах, транспортируемых в походном положении автотягачами или грузовыми автомобилями повышенной проходимости со скоростью по шоссе дорогам — 40 *км/ч*, по грунтовым дорогам — 20 *км/ч*.

В огневом комплексе предусмотрена следующая защита от воздействия активных и пассивных помех:

от активных помех:

— в РПЦ — разнос рабочих частот между РПЦ, применение метода мгновенной равносигнальной зоны (возможность определения угловых координат по источнику помехи) и высокий потенциал станции;

— в ГСН — возможность самонаведения ракет на источник активных помех при сопровождении цели — постановщика помех по угловым координатам;

— в радиовзрывателе — применение фазового метода мгновенной равносигнальной линии для определения момента его срабатывания;

от пассивных помех:

— в РПЦ — применение режекторных узкополосных фильтров, обеспечивающих селекцию движущихся целей;

— в ГСН — наличие следящей системы по скорости при наличии узкополосного приемного устройства;

— в радиовзрывателе — применение двух фильтров в приемном устройстве, разнесенных по частоте (по доплеровскому сигналу).

Максимальная дальность сопровождения РПЦ крылатой ракеты, летящей на высоте 20 *км*, порядка 150 *км*, тяжелого бомбардировщика — порядка 380 *км*.

Максимальная дальность устойчивого автоматического сопровождения ГСН целей, летящих на высоте 20 *км*, — 95—250 *км*.

Угол зарядания ПУ составляет $+2^{\circ}$. Время автоматического перезарядания ПУ с заряжающих машин с учетом выхода ПУ на угол зарядания после старта ракеты — 2 *мин*.

Длительность режима подготовки ракет после нажатия кнопки ПОДГОТОВКА в кабине К-3М — 1 *мин*. На подготовке ракета может находиться не более 15 *мин* с последующим перерывом на 13 *мин*. Однако в зависимости от обстановки ракета может находиться в состоянии готовности к пуску на 3 *мин* больше, и в любой момент 13-минутного перерыва она может быть включена на подготовку для пуска не более чем на 3 *мин*.

Время от нажатия кнопки ПУСК в кабине К-2 до старта ракеты — 2—2,5 *сек*. Минимальные интервалы между пусками ракет в очереди 5—25 *сек* в зависимости от скорости цели и дальности пуска.

Средняя скорость полета ракеты — около 1000 *м/сек*.

Начальная тяга четырех РДТТ составляет 168 *т* (каждый стартовый двигатель имеет начальную тягу 42 *т*). РДТТ работают в течение 3,1—5,0 *сек* и сообщают ракете скорость около 560 *м/сек*.

ЖРД запускается через 1,4—2,3 *сек* после старта ракеты. Тяга маршевого двигателя регулируется в пределах 10—3,2 *т*

в зависимости от дальности стрельбы (времени работы маршевого двигателя, вырабатываемого ЦВМ РПЦ).

Самонаведение ракеты на цель после старта производится через 1 сек после отделения стартовых двигателей (т. е. на 4-й и 6-й секунде после старта).

Самоликвидация ракеты производится после израсходования ресурса работы бортового источника питания (после пропадания постоянного напряжения 27 в).

2. ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СВЯЗИ КОМПЛЕКСА

Информация целеуказания (рис. 2) от АСУРК-1МА (ПБУ-200) по данным РЛК П-80 поступает на аппаратуру сопряжения «Лилия-200» кабины К-9 в двоичном цифровом коде.

Информация целеуказания включает:

- номер цели (1—5);
- прямоугольные координаты $x_{ц}$, $z_{ц}$, $y_{ц}$, пересчитанные относительно точки стояния комплекса (кабины К-9); причем ось X направлена на север, ось Z — на восток и ось Y — вверх;
- скорости изменения прямоугольных координат — $\dot{x}_{ц}$, $\dot{z}_{ц}$, $\dot{y}_{ц}$;
- дополнительную информацию и команды.

В свою очередь дополнительная информация и команды включают:

дополнительная информация:

- количество целей в группе;
- цель маневрирующая;
- цель — носитель активных помех;

команды:

- принять целеуказание;
- отменить целеуказание;
- готовить обычные ракеты;
- готовить непрерывно (количество каналов);
- готовить ракету со специальным зарядом;
- запретить пуск обычных ракет;
- разрешить пуск ракеты со специальным зарядом.

Период обновления координат цели и их производных составляет 5 сек.

Аппаратура сопряжения «Лилия-200» обеспечивает:

- согласование скорости работы ЦВМ АСУРК-1МА (ПБУ-200) с ЦВМ РПЦ;
- прием и расшифровку команд и дополнительной информации (результаты расшифровки высвечиваются на световом табло блока КБ-981);
- прием и пословную выдачу в устройство приема — передачи цифровой информации (УПП) кабины К-9 информа-

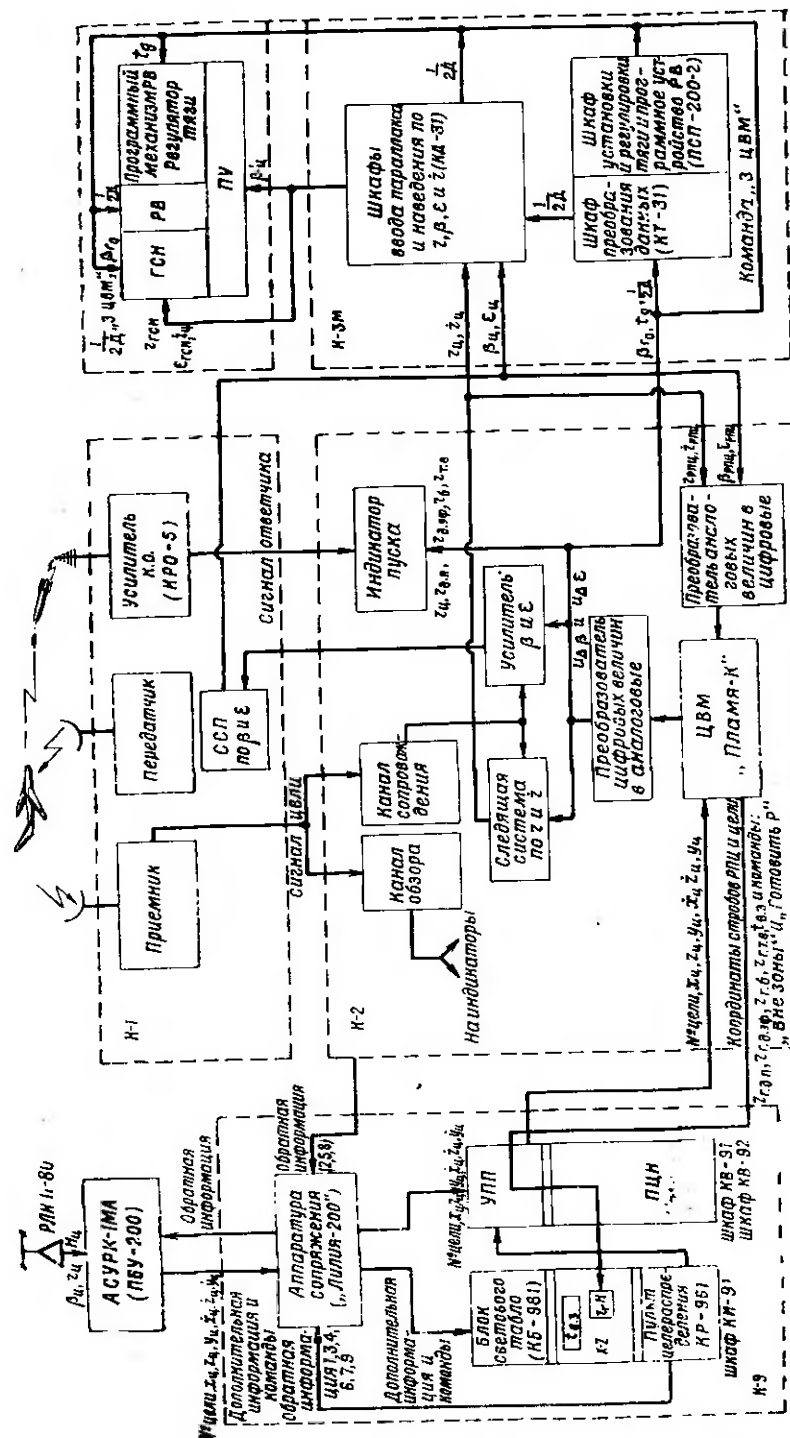


Рис. 2. Функциональные связи ЗРК С-200

ции целеуказания (координат цели и их производных) для последующей ее передачи в ЦВМ РПЦ;

— непрерывный контроль за правильностью получения информации целеуказания с АСУРК-1МА (ПБУ-200);

— передачу обратной информации о состоянии и боевых действиях стрельбовых каналов и кабины К-9 на АСУРК-1МА (ПБУ-200).

С аппаратуры сопряжения «Лилия-200» (шкафов Ц-1 и Р-1) поступает следующая информация целеуказания:

— номер цели, прямоугольные координаты и скорости изменения этих координат — в УПП (шкаф КВ-91) для дальнейшего распределения между РПЦ;

— дополнительная информация и команды — на световое табло блока КБ-981, расположенного в шкафу целераспределения КИ-91.

После включения аппаратуры комплекса от РПЦ на план-индикатор и индикатор высоты кабины К-9 поступают стробы следящих систем РПЦ ($x_{РПЦ}$, $z_{РПЦ}$, $H_{РПЦ}$, $r_{г.РПЦ}$) в виде светящихся цифр 1, 2, 3, 4, 5.

Управление распределением целей между РПЦ для отработки целеуказания производится с пульта целераспределения КР-961 (шкаф КИ-91) старшим оператором целераспределения. Этот пульт обеспечивает передачу любой из пяти целей на любой боеготовый канал (на любой РПЦ).

Информация о координатах целей (цели) и их производных через программное устройство УПП (шкаф КВ-91) в цифровом виде поступает в ЦВМ РПЦ, где производится просчет и обработка этих целей. После просчета и обработки целей информация о них в цифровом виде поступает в кабину К-9 сначала в УПП, затем в устройство преобразования цифровых данных в напряжения индикации (ПЦН) (шкаф КВ-92) и далее на индикаторы шкафа целераспределения КИ-91. На индикаторах шкафа КИ-91 (план-индикаторе, индикаторе высоты и индикаторе времени) отображаются:

— координаты цели $x_{ц}$, $z_{ц}$, $H_{ц}$, $r_{г.ц}$ в виде светящихся точек)
— на план-индикаторе и индикаторе высоты;

— время до выхода цели из зоны пуска или время до выхода точки встречи из зоны поражения $t_{в.з}$ в виде горизонтальной развертки определенной длительности — на индикаторе времени;

— скорость изменения наклонной дальности до цели или радиальная составляющая скорости цели $r_{д}$ в виде точки (●), которая высвечивается на шкале скорости индикатора высоты;

— координаты дальней границы предельной и эффективной зон поражения комплекса ($x_{д}$, $z_{д}$, $H_{д}$, $r_{г.д}$ и $x_{д.эф}$, $z_{д.эф}$,

$H_{д.эф}$, $r_{г.д.эф}$ соответственно) в виде следующих знаков:
— для предельной границы, ● (мерцающая) — для эффективной границы. Эти координаты отображаются на план-индикаторе и индикаторе высоты;

— координаты ближней границы зоны поражения $x_{б}$, $z_{б}$, $H_{б}$ и $r_{г.б}$ в виде знака — на план-индикаторе и индикаторе высоты;

— координаты точки встречи ракеты с целью $x_{в}$, $z_{в}$, $H_{в}$ и $r_{г.в}$ в виде знака — на план-индикаторе и индикаторе высоты;

— сигнал «Вне зоны» (когда цель не пересекает зону поражения комплекса) и команда «Готовить Р» (рубезж подготовки ракет) — на пульте целераспределения КР-961 (загораются сигнальные лампы).

После просчета цели старший оператор целераспределения кабины К-9 с пульта КР-961 выдает команду на РПЦ для отработки целеуказания. По этой команде в ЦВМ данного РПЦ осуществляется преобразование прямоугольных координат целеуказания в сферические координаты и их сравнение с положением следящих систем РПЦ по азимуту, углу места, дальности и скорости. Координаты следящих систем РПЦ поступают в ЦВМ через преобразователь аналоговых величин в цифровые.

С выхода ЦВМ через преобразователь цифровых величин в аналоговые в виде напряжений поступают следующие данные:

— разность координат целеуказания и следящей системы РПЦ по дальности ($\Delta r = r_{ц} - r_{РПЦ}$) и разность скорости изменения дальности ЦУ и следящей системы РПЦ ($\Delta \dot{r} = \dot{r}_{ц} - \dot{r}_{РПЦ}$) — на следящую систему РПЦ по дальности и скорости для отработки рассогласования этих величин, наведения и захвата цели по дальности и скорости;

— разность координат ЦУ и следящих систем РПЦ по азимуту и углу места ($\Delta \beta = \beta_{ц} - \beta_{РПЦ}$ и $\Delta \epsilon = \epsilon_{ц} - \epsilon_{РПЦ}$) — через усилитель по азимуту и углу места на синхронно-следящий привод по β и ϵ кабины К-1 для отработки рассогласования следящих систем, автоматического наведения РПЦ на цель и ее захвата по азимуту и углу места.

Точность выдачи данных целеуказания, поступающих с АСУРК-1МА (ПБУ-200) по данным РЛК П-80, обеспечивает вывод луча РПЦ на цель с высокой вероятностью и сигналы цели наблюдаются на индикаторах РПЦ практически сразу после отработки целеуказания. После уточнения координат скорости и дальности цель может быть захвачена на автоматическое сопровождение (АС) по всем координатам.

Однако при работе по данным целеуказания, поступающим с АСУРК-1МА (ПБУ-200), возможны случаи, когда точность целеуказания ниже необходимой, и после отработки целеуказания РПЦ отметки цели на экранах индикаторов сразу наблюдаться не будут. Для этого случая в РПЦ предусмотрено коническое (круговое) сканирование луча, при котором луч антенны описывает в пространстве конус с углом раствора, равным $2,8^\circ$ при широкой диаграмме и $1,4^\circ$ при узкой диаграмме направленности антенны. Период конического сканирования составляет около 3 сек.

Кроме того, при грубом целеуказании в РПЦ предусмотрена возможность ведения поиска целей путем секторного сканирования антенны в некотором ограниченном секторе пространства ($8 \times 8^\circ$).

После захвата цели РПЦ и устойчивого ее автоматического сопровождения производится наведение и захват цели ГСН.

Для наведения ГСН на цель по азимуту, углу места, дальности и скорости со следящих систем РПЦ через шкафы ввода параллакса РПЦ — ПУ (КД-31) кабины К-3М поступают:

— азимут с учетом параллакса — непосредственно на ПУ для разворота ее вместе с ракетой по азимуту на цель;

— угол места и дальность с учетом параллакса и скорость изменения дальности — на ГСН для наведения ее следящих систем на цель по этим величинам.

После наведения ГСН на цель осуществляется ее перевод в режим «АС» до старта ракеты нажатием соответствующих кнопок в кабине К-3М.

Таким образом, по данным целеуказания ЦВМ РПЦ обеспечивает автоматическое наведение на цель и ее захват РПЦ и ГСН. Кроме того, до захвата цели РПЦ по данным целеуказания, а также после ее захвата по данным следящих систем РПЦ ЦВМ решает задачу встречи ракеты с целью и вырабатывает начальные установки для программирующих устройств ракеты и счетно-решающего прибора ГСН.

При решении задачи встречи и выработке начальных установок для программирующих устройств ракеты с ЦВМ через преобразователь цифровых величин в аналоговые поступают следующие данные:

— наклонные дальности до цели $r_{ц}$, ближней границы зоны поражения $r_{б}$, дальней границы эффективной зоны поражения $r_{д.эф}$, дальней границы предельной зоны поражения $r_{д.п}$, точки встречи $r_{т.в}$ и точки встречи на момент пуска $r_{т.в.п}$ на индикатор пуска кабины К-2 для определения момента пуска ракеты; после пуска ракеты на этот же индикатор поступает и сигнал ответчика ракеты КРО-5 для контроля самонаведения ракеты;

— время работы маршевого двигателя t_d — через аппаратуру кабины К-3М в механизм регулятора тяги ракеты;

— величина $\frac{1}{2d}$, обратно пропорциональная удвоенному значению скорости сближения ракеты с целью в районе точки встречи, — через аппаратуру кабины К-3М в радиовзрыватель и счетно-решающий прибор ГСН;

— азимутальное упреждение $\beta_{г.0}$ — через аппаратуру кабины К-3М в счетно-решающий прибор ГСН;

— команда «3 ЦВМ» (полет в дальнюю зону) — через кабину К-3М (транзитом) в счетно-решающий прибор ГСН.

Эти величины используются для обеспечения следующих процессов:

— t_d — для начальной установки регулятора тяги маршевого двигателя ракеты;

— $\frac{1}{2d}$ — для выработки команд управления в счетно-решающем приборе ГСН и для обеспечения оптимального угла подрыва боевой части ракеты при обстреле целей — постановщиков активных помех;

— $\beta_{г.0}$ — для выработки команд управления в азимутальной плоскости при обстреле целей, летящих с большим курсовым параметром;

— команда «3 ЦВМ» — для выбора метода самонаведения ракеты на цель (при стрельбе в дальнюю зону).

До стрельбы, во время ведения стрельбы и после оценки ее результатов из кабин К-2 и кабины К-9 через аппаратуру сопряжения «Лилия-200» на АСУРК-1МА (ПБУ-200) в двоичном цифровом коде поступает следующая обратная информация:

- 1 — номер огневого канала;
- 2 — канал готов к боевой работе;
- 3 — номер цели, переданной данному каналу;
- 4 — целеуказание принято;
- 5 — цель сопровождается (АС РПЦ);
- 6 — отказ от целеуказания (отказ от цели №);
- 7 — цель групповая (количество целей в группе);
- 8 — пуск ракеты (отрыв);
- 9 — канал освобожден;
- 10 — запас ракет в каждом канале (по телефону).

При этом на аппаратуру сопряжения «Лилия-200» обратная информация поступает: 1, 3, 4, 6, 7, 9 — с пульта целераспределения КР-961 шкафа КИ-91; 2, 5, 8 — с пульта операторов РПЦ.

3. ПОЗИЦИЯ КОМПЛЕКСА

Позиция ЗРК С-200 состоит из огневой позиции (ОП), радиотехнической позиции (РТП) и технической позиции (ТП) или пункта технического обслуживания ракет (ПТОР).

Конфигурация позиции комплекса определяется минимальным расстоянием зоны падения ускорителей ракет от каждой ПУ, равным 930 м.

Площадь позиции трехканального комплекса в ограждении составляет 110 га. Позиция вытянута по оси симметрии на 1525 м, а в другом направлении (по ширине) на 1100 м.

Площадь двухканального комплекса в ограждении составляет около 95 га.

Позиция ограждается двумя рядами колючей проволоки.

Все позиции и площадки огневого комплекса соединены между собой дорогами, покрытыми слоем оптимально-гравийной песчаной смеси толщиной 20 см. Дороги имеют одностороннее или двустороннее движение (первые шириной 5,5 м, вторые шириной 8,5 м). Общая протяженность дорог для трехканального комплекса — около 6 км.

До занятия боевого порядка позиция комплекса подготавливается в инженерном отношении. При этом возможны варианты позиции с сооружениями (основной) и полевой вариант позиции.

В основном варианте предусмотрено строительство укрытий. Он обеспечивает многократный пуск ракет с автоматическим заряданием ПУ.

В полевом варианте:

- рельсовые пути и посты для станций управления ЗМ не предусматриваются;

- зарядание ПУ ракетами осуществляется с помощью транспортно-перегрузочной машины 5Т83М (5Т82М);

- укрытия для боевого расчета на стартовых и радиотехнических позициях выполняются в виде типовых щелей;

- профили дорог и трассы прокладки кабелей выполняются упрощенно;

- техника комплекса размещается на профилированных грунто-щебеночных площадках, а личный состав — в палатках.

Полевой вариант позиции комплекса обеспечивает возможность поэтапного строительства, при котором одна часть стартовых площадок может выполняться в грунтовом варианте, а другая — отделяться бетоном.

Полевой вариант позиции позволяет быстро развернуть систему; он экономичен в строительстве. Однако при этом значительно снижаются боевые возможности комплекса, а именно:

- ограничивается многократность пусков ракет с одних и тех же стартовых площадок;

- резко снижается скорострельность из-за отсутствия заряжающих машин;

- возникает необходимость непрерывного контроля и проверки вертикальных осей антенных постов РПЦ и ПУ.

Полевая позиция в инженерном отношении дооборудуется в ходе несения боевого дежурства.

Огневая позиция

Огневая позиция ЗРК С-200 (рис. 3) представляет собой участок местности, на котором в определенном боевом порядке размещаются технические средства и личный состав стартовых батарей для ведения боя.

Наземное оборудование ОП во взаимодействии с радиотехническими средствами обеспечивает:

- прием с технической позиции или ПТОР полностью снаряженных и заправленных ракет;

- зарядание (разрядание) ПУ ракетами;

- предстартовую подготовку, пуск и наведение ракет на цель;

- возврат неисправных ракет на техническую позицию или ПТОР.

Огневая позиция состоит из двух, трех или пяти стартовых позиций (по числу стрельбовых каналов). Стартовые позиции (СП) расположены относительно друг друга на определенных направлениях и расстояниях.

Так, для трехканального комплекса:

- стартовая позиция первого стрельбового канала размещается на основной (продольной) оси позиции комплекса, проходящей через кабину К-9 в сторону технической позиции или ПТОР; при этом расстояние между кабинами К-9 и К-3М составляет 725 м;

- стартовые позиции второго и третьего стрельбовых каналов размещаются на удалении 345 м от оси комплекса, по обе стороны ее, ближе к радиотехнической позиции, чем стартовая позиция первого стрельбового канала;

- расстояние между стартовыми позициями по направлению основной оси позиции комплекса первого, второго и третьего стрельбовых каналов составляет около 160 м.

Такое размещение стартовых позиций по обе стороны относительно основной оси позиции комплекса уменьшает влияние РПЦ на ГСН ракет.

Каждая стартовая позиция включает шесть стартовых площадок, центральную площадку и подъездные дороги.

Стартовые площадки располагаются от кабины К-3М на расстояниях 125—130 м, а одна от другой — на расстояниях 100 и 180 м. Они нумеруются против хода часовой стрелки с № 1 по № 6.

ГЛАВА II

РАДИОЛОКАТОР ПОДСВЕТА ЦЕЛИ

1. ПРИНЦИП ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ РАДИОЛОКАТОРОМ ПОДСВЕТА ЦЕЛИ

Принцип определения дальности

Работа радиолокатора подсвета цели основана на непрерывном излучении электромагнитной энергии. Для определения времени запаздывания отраженного сигнала относительно излучаемого, а следовательно, и для определения дальности до цели используется модуляция излучаемого сигнала по фазе по некоторому периодическому закону (коду).

Код, определяющий изменение фазы излучаемого сигнала, составляется следующим образом.

В аппаратуре РПЦ формируются импульсы t_0 частоты 327 гц, которыми определяется рабочий диапазон станции по дальности, равный примерно 450 км. Этот диапазон в зависимости от режима работы станции разбивается на тактовые интервалы T импульсами частоты f_{T_1} (165 кгц) или f_{T_2} (55 кгц).

На рис. 4 в пределах рабочего диапазона для примера показано 4 тактовых интервала.

Тактовый интервал разбивается на 15 дискретов (τ) импульсами кодовой частоты $f_{K_1} = 15f_{T_1}$ или $f_{K_2} = 15f_{T_2}$ в соответствии с режимом работы. Во время тактового интервала формируется прямоугольное напряжение, положительные и отрицательные перепады которого чередуются через определенное число дискретов. Закон чередования перепадов для всех РПЦ является неизменным. Повторение кода происходит с частотой повторения тактовых интервалов.

Фаза излучаемого высокочастотного колебания скачком меняется на определенную величину в момент перепада напряжения кода.

Для простоты изображения на рис. 4 показан произвольный набор кода и изменение фазы, равное 180° . Реально в станции скачок фазы при положительных и отрицательных перепадах равен 150 или 75° .

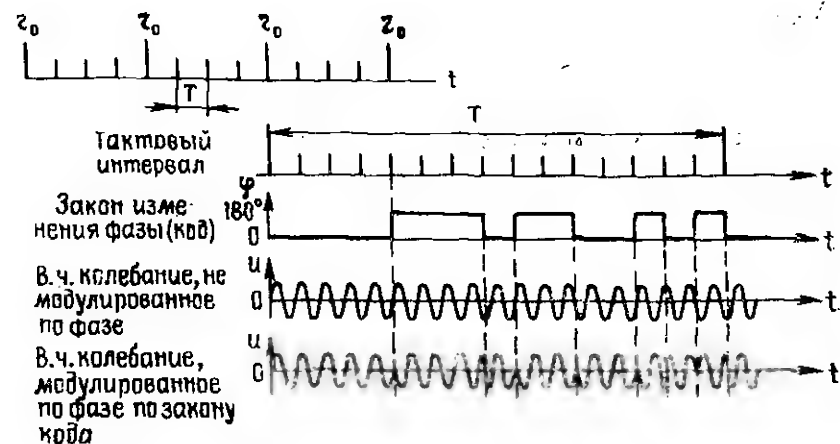


Рис. 4. Формирование сигнала, модулированного по фазе.

Режим модуляции, при котором фаза меняется на 150° , называется полной манипуляцией, а режим, при котором фаза меняется на 75° , — половиной манипуляцией.

Излучаемый сигнал, промодулированный по фазе по закону кода, имеет сложный спектр (рис. 5).

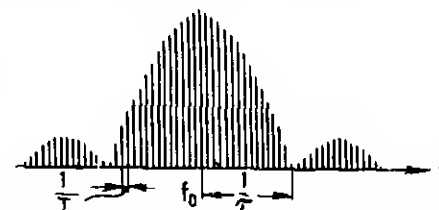


Рис. 5. Спектр сигнала, модулированного по фазе

Величина изменения фазы при положительных и отрицательных перепадах и закон чередования перепадов выбираются исходя из оптимальных условий наблюдения отраженного сигнала при свертке спектра. Выбор тактовой частоты f_{T_1} или f_{T_2} производится исходя из обеспечения необходимой разрешающей способности по дальности.

Таким образом, радиолокатор подсвета цели непрерывно излучает в пространстве высокочастотные синусоидальные колебания, фаза которых меняется по закону кода. Импульсы t_0 являются импульсами нулевой дальности. Тактовые импульсы определяют частоту повторения закона изменения фазы излучаемого сигнала. Кодовые импульсы являются опорными при составлении закона изменения фазы в пределах тактового интервала.

Модулированный по фазе высокочастотный сигнал передатчика излучается в пространство и, отражаясь от цели, поступает в приемное устройство.

Предположим, что величина задержки отраженного сигнала относительно излучаемого не превышает одного тактового интервала.

Если сравнить закон изменения фазы излученного сигнала и закон изменения фазы принятого сигнала, то скачки фазы принятого сигнала будут смещены относительно соответствующих скачков фазы излученного сигнала на время Δt , пропорциональное времени распространения энергии до цели и обратно. При этом определение дальности сводится к замеру времени Δt , дальность же вычисляется по формуле

$$D = \frac{c\Delta t}{2},$$

где c — скорость распространения электромагнитной энергии в пространстве.

Отраженный от цели сигнал преобразуется по частоте в смесителе приемного устройства с помощью гетеродинного напряжения, называемого кодом сопровождения (рис. 6).

Гетеродинное напряжение имеет частоту f_r , фаза его промодулирована по закону модуляции фазы излучаемого сигнала. Имеется возможность изменять положение кода гетеродин-

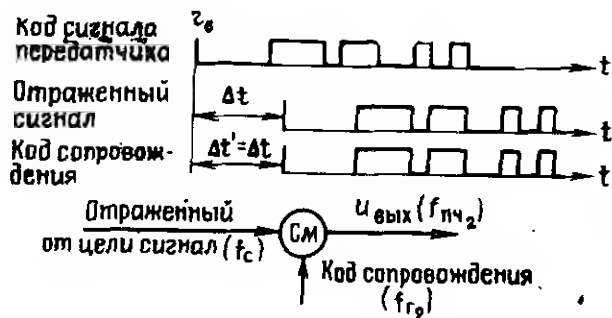


Рис. 6. Преобразование по частоте кодированного по фазе сигнала

ного напряжения относительно импульса t_0 на любую величину в пределах всего рабочего диапазона.

Если код сопровождения совпадает с кодом отраженного сигнала, т. е. задержка кода сопровождения $\Delta t' = \Delta t$, то с выхода смесителя снимается сигнал частоты $f_{п.ч.} = f_c - f_r$, без модуляции фазы (f_c — частота сигнала, отраженного от цели). Амплитуда этого сигнала равна u_m .

Рассовмещение кода сопровождения с кодом отраженного сигнала в сторону большей или меньшей дальности на величину Δt приводит к уменьшению амплитуды сигнала, снимаемого с выхода смесителя. Сигнал становится равным нулю при рассогласовании в один дискрет (τ).

Процесс преобразования модулированного по фазе сигнала частоты f_c с помощью кода сопровождения в гармоническое колебание частоты $f_{п.ч.}$ называется сверткой спектра, а зависимость амплитуды сигнала от величины рассогласования между кодами — характеристикой свертки.

На рис. 7 показана характеристика свертки: а — при полной манипуляции, б — при половинной манипуляции.

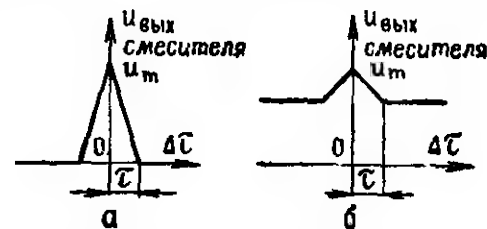


Рис. 7. Характеристика свертки спектра: а — режим полной манипуляции; б — режим половинной манипуляции

Таким образом, условием получения максимального сигнала в приемном устройстве является совмещение кода сопровождения с кодом отраженного сигнала. При этом задержка кода сопровождения относительно импульса нулевой дальности t_0 , равная величине Δt , является информацией о дальности.

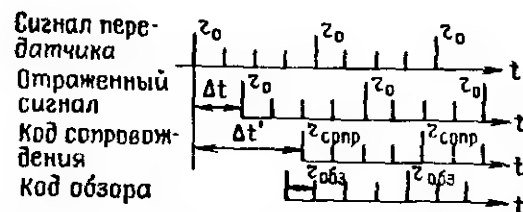


Рис. 8. Взаимное положение кодов в приемных устройствах сопровождения и обзора

В рассмотренном выше случае задержка отраженного сигнала Δt выбрана меньше одного тактового интервала. В действительности задержка отраженного сигнала может быть любой в пределах рабочего диапазона дальности.

Рассмотрим случай, когда задержка Δt более одного тактового интервала.

На рис. 8 показаны сигнал передающего устройства, отраженный сигнал и код сопровождения. Все сигналы показаны условно в виде импульсов r_0 и тактовых импульсов. Величина задержки отраженного сигнала $\Delta t > T$. Тактовые интервалы кода сопровождения совмещены с тактовыми интервалами кода отраженного сигнала, т. е. выполнено условие свертки спектра сигнала. Однако задержка кода сопровождения $\Delta t'$ не равна задержке кода отраженного сигнала Δt . В данном случае допущена ошибка в определении дальности, равная двум тактовым интервалам.

Условия прохождения сигнала через приемное устройство выполняются при соблюдении равенства

$$\Delta t' = \Delta t \pm nT,$$

где n — целое положительное число.

Так как условия прохождения сигнала через приемное устройство выполняются при любом n , то имеется многозначность в определении дальности. Возможность исключения многозначности в определении дальности будет рассмотрена ниже.

Для обеспечения возможности индикации сигналов, отраженных от целей, находящихся на разных дальностях, и осуществления совмещения в пределах тактового интервала кода сопровождения с кодом сигнала выбранной цели в радиолокаторе подсвета цели кроме приемного устройства сопровождения имеется приемное устройство обзора. Преобразование сигнала в смесителе приемного устройства обзора производится с помощью гетеродинного напряжения, называемого кодом обзора.

Код обзора представляет собой напряжение частоты f_r , фаза которого промодулирована по закону модуляции фазы излучаемого сигнала.

Код обзора с частотой 10 гц меняет свою задержку (качается) на величину тактового интервала, причем среднее положение его совпадает с кодом сопровождения. При качании код обзора последовательно совпадает с кодами сигналов, имеющих различные задержки, и обеспечивает прохождение сигналов через приемное устройство обзора.

Индикация сигналов и совмещение кода сопровождения с кодом сигнала цели, выбранной для сопровождения, осуществляется с помощью специального индикатора обзора.

Индикатор обзора имеет растровую развертку.

Строчная развертка образуется при движении луча слева направо и является разверткой скорости. Частота строчной развертки — 400 гц.

Частота кадровой развертки — 10 гц. Образование кадровой развертки согласовано с качанием кода обзора. При дви-

жении кода обзора в сторону большей задержки согласованно формируется кадровая развертка движением луча снизу вверх. Движение кода обзора в обратную сторону совпадает с обратным ходом кадровой развертки.

В момент совпадения импульса $r_{обз}$ с импульсом $r_{сопр}$ на экране индикатора обзора образуется горизонтальная метка дальности за счет более яркого подсвета очередной строчной развертки.

Так как среднее положение кода обзора совпадает всегда с кодом сопровождения, то метка дальности находится постоянно на середине кадровой развертки индикатора.

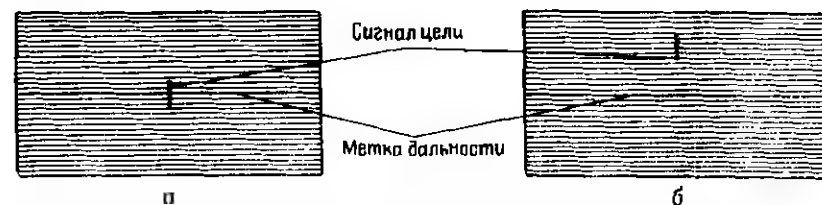


Рис. 9. Положение сигнала цели на экране индикатора обзора относительно метки дальности:

а — при совмещении кода сопровождения с кодом отраженного сигнала; б — при несовмещении кода сопровождения с кодом отраженного сигнала

Сигнал цели в индикатор обзора поступает из приемного устройства обзора. На экране индикатора сигнал цели появляется в моменты, когда код обзора при движении совмещается с кодом отраженного сигнала. Если код сопровождения совмещен с кодом отраженного сигнала в пределах тактового интервала с точностью до дискрета, то код обзора будет совпадать одновременно с кодом сопровождения и кодом отраженного сигнала, т. е. метка цели будет совпадать с горизонтальной меткой дальности (рис. 9, а). Если код сопровождения не совмещен с кодом отраженного сигнала в пределах тактового интервала, то код обзора совпадет с кодом сопровождения и кодом отраженного сигнала не одновременно, и сигнал цели на экране индикатора появится выше или ниже метки дальности (рис. 9, б). Направление отклонения сигнала цели от метки дальности определяется знаком рассовмещения кода сопровождения относительно кода отраженного сигнала.

Таким образом, с помощью индикатора обзора выявляется положение кода сопровождения относительно кода отраженного сигнала и контролируется совмещение этих кодов в пределах любого тактового интервала.

Однако, если допущена ошибка в совмещении кода сопровождения с кодом отраженного сигнала на целое число тактовых интервалов, то без принятия определенных мер эту ошибку выявить с помощью индикатора обзора невозможно.

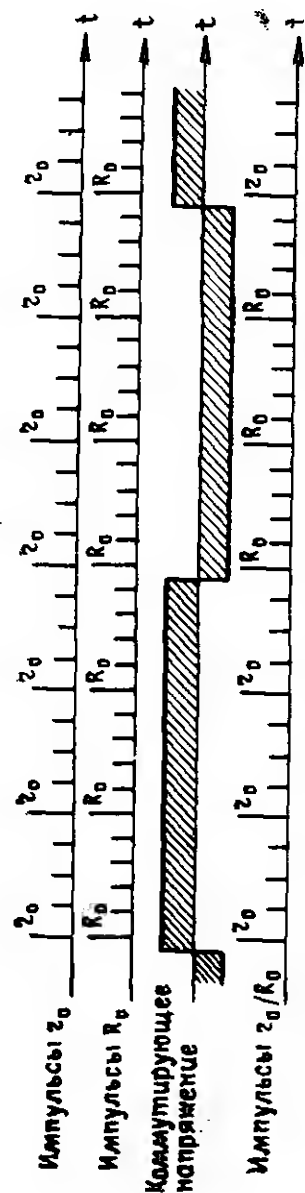


Рис. 10. Формирование импульсов нулевой дальности для режима «Нониус»

Для однозначного определения дальности цели необходимо установить задержку $\Delta t'$ подвижного кода равной задержке Δt отраженного сигнала. Такая установка подвижного кода производится оператором путем использования режима «Нониус».

В режиме «Нониус» излучаемый сигнал и код обзора формируются путем периодического изменения числа тактовых интервалов в рабочем диапазоне на единицу. Это чередование производится с частотой 10 гц согласованно с образованием кадровой развертки. С этой целью в аппаратуре РПЦ формируются два ряда импульсов нулевой дальности:

- импульсы z_0 (основная шкала);
- импульсы R_0 (ноннусная шкала).

Эти импульсы имеют одинаковую частоту повторения 327 гц и совпадают по времени. Рабочий диапазон импульсов z_0 разбивается на n тактовых интервалов, а рабочий диапазон импульсов R_0 — на $(n+1)$ тактовых интервалов.

В основном режиме для формирования кода используются тактовые и кодовые импульсы первого ряда. При включении режима «Нониус» для формирования кода идут импульсы z_0/R_0 . Их чередованием управляет схема коммутации, на которую поступает коммутирующее напряжение частоты 5 гц.

На рис. 10 показано число тактовых интервалов $n = 4$ и $n + 1 = 5$.

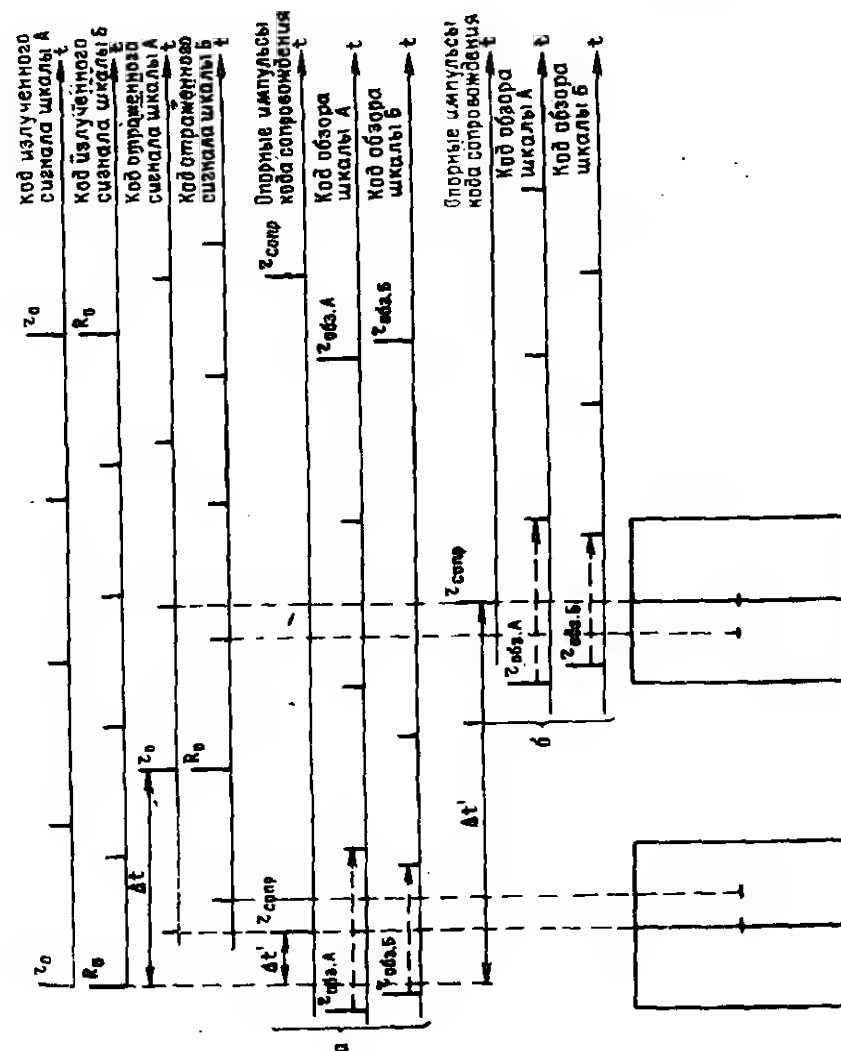


Рис. 11. Принцип выявления ошибки в определении дальности

При такой структуре излучаемого сигнала и кода обзора с помощью индикатора обзора легко определяется наличие ошибки в задержке кода сопровождения относительно кода отраженного сигнала и контролируется исключение этой ошибки.

Для пояснения на рис. 11 показан сигнал передатчика, излучаемый на основной или нониусной шкале, отраженные сигналы также основной или нониусной шкалы, задержанные по отношению к излученному сигналу на время Δt , характеризующее дальность до цели, и два положения кодов сопровождения и обзора по отношению к коду отраженного сигнала.

При рассмотрении рисунка следует учитывать, что если излучение происходит на основной шкале (А), то принятый с задержкой Δt сигнал имеет структуру кода основной шкалы. Если же излучение происходит на нониусной шкале (Б), то принятый сигнал имеет структуру кода нониусной шкалы, а величина его задержки не меняется, т. е. остается равной Δt , так как за время действия основной шкалы (100 мсек) дальность до цели практически не изменится.

На рисунке также показан экран индикатора обзора, условно развернутый для наглядности на 90° , т. е. кадровая развертка его формируется движением луча слева направо за время перемещения кода обзора на величину тактового интервала.

В первом случае (рис. 11, а) код сопровождения совмещен с кодом отраженного сигнала в пределах тактового интервала, но допущена ошибка на один тактовый интервал в сторону меньшей дальности. При этом сигнал цели, принимаемый на основной шкале, на экране индикатора совпадает с меткой дальности, а сигнал цели, принимаемый на нониусной шкале, индицируется выше метки дальности, так как импульс $r_{обз. Б}$ при своем движении слева направо сначала совместится с импульсом $r_{сопр.}$, а уже затем произойдет совмещение тактовых интервалов кода обзора Б и кода отраженного сигнала шкалы Б. Так как нониусный и основной коды чередуются согласованно с образованием кадровой развертки, на индикаторе обзора наблюдается раздвоение метки цели.

Во втором случае (рис. 11, б) выполнено, как и в первом случае, совмещение кода сопровождения с кодом отраженного сигнала, но допущена ошибка на один тактовый интервал в сторону большей дальности. Отличие от первого случая заключается в том, что во время действия шкалы Б при движении кода обзора Б слева направо сначала происходит совмещение его с кодом отраженного сигнала шкалы Б, а затем — совмещение импульсов $r_{обз. Б}$ и $r_{сопр.}$. Соответственно изменяется и направление раздвоения метки цели на экране индикатора обзора.

При точном совмещении кода сопровождения с кодом от-

раженного сигнала эффекта раздвоения сигнала наблюдаться не будет, ибо рассмотренные совмещения будут происходить одновременно как во время действия шкалы А, так и во время действия шкалы Б.

Таким образом, в режиме «Нониус» оператор с помощью индикатора обзора выявляет ошибку в установке кода сопровождения и, управляя задержкой кода сопровождения, может устранить ее, наблюдая результат на индикаторе обзора.

Однако с помощью рассмотренного выше режима устранить ошибку с точностью до одного тактового интервала невозможно из-за малой разрешающей способности экрана индикатора. На экране индикатора за время прямого хода кадровой развертки образуется 32 строки.

Код сопровождения может иметь n различных задержек, при которых выполняются условия свертки спектра сигнала. При этом только одна задержка является истинной, а остальные $(n-1)$ задержки соответствуют ложной дальности.

Следовательно, на индикаторе должны индицироваться $(n-1)$ различных положений раздвоения метки цели. Число тактовых интервалов в рабочем диапазоне $n = 168$, поэтому в рассмотренном выше режиме, называемом грубым нониусом, ошибка выявляется и устраняется с точностью до некоторого числа тактовых интервалов.

Более точное устранение ошибки производится в режимах среднего и точного нониуса. Применение этих режимов приводит как бы к искусственному повышению разрешающей способности экрана индикатора обзора.

Режим управления импульсом R_0

Как уже было показано выше, дальность до цели пропорциональна времени Δt , характеризующему запаздывание отраженного сигнала относительно излучаемого. Время $\Delta t = \Delta t'$, если код сопровождения совмещен с кодом отраженного сигнала с точностью до одного тактового интервала. При этом величину Δt можно определить как временной интервал между импульсом нулевой дальности r_0 (R_0) и импульсом $r_{сопр.}$.

Если код сопровождения совмещен с кодом отраженного сигнала с ошибкой на целое число тактовых интервалов, то временной интервал между импульсами r_0/R_0 и $r_{сопр.}$ не будет соответствовать истинной дальности до цели.

Ошибка, выявленная при включении режима «Нониус», может быть устранена двумя путями:

— путем изменения задержки $\Delta t'$ кода сопровождения на величину допущенной ошибки;

— путем перемещения импульсов нулевой дальности в сторону допущенной ошибки на величину допущенной ошибки.

При перемещении кода сопровождения ухудшаются условия наблюдения сигнала цели на экране индикатора, так как раздвоенная метка цели будет перемещаться вертикально по экрану индикатора обзора со скоростью, пропорциональной перемещению кода сопровождения.

В радиолокаторе подсвета цели в связи с этим принят метод исключения неоднозначности в определении дальности путем смещения импульса R_0 относительно импульса r_0 . При включении управления импульсом R_0 имеется возможность скачкообразно менять положение импульсов R_0 относительно импульсов r_0 в обе стороны. Величина скачков кратна длительности тактового интервала основной шкалы.

На рис. 12 показаны импульсы r_0 , R_0 , коммутирующее напряжение, измененные по положению импульсы R_0 и r_0/R_0 , идущие для формирования кода излучаемого сигнала.

Изменение положения импульсов R_0 производится тогда, когда для формирования кода излучаемого сигнала поступают импульсы r_0 . При поступлении для формирования кода излучаемого сигнала импульсов R_0 их перемещение относительно импульсов r_0 прекращается и они совпадают с тактовыми импульсами основной шкалы.

Таким образом, изменение положения импульсов R_0 относительно импульсов r_0 ведет к смещению кодов излучаемого и отраженного сигналов на нониусной шкале.

На рис. 13 показаны сигнал передающего устройства, сигнал, отраженный от цели, и код сопровождения, совмещенный с кодом отраженного сигнала с ошибкой на два тактовых интервала. Пунктиром показаны смещенные положения кодов излученного и отраженного от цели сигналов.

Дальность до цели определяется как временной интервал между импульсами R_0 сигнала передающего устройства и импульсами $r_{сопр}$. Из рис. 13 видно, что смещение импульса R_0 относительно импульса r_0 на число тактовых интервалов, равное допущенной ошибке, приводит к смещению начала отсчета дальности в сторону допущенной ошибки. При этом импульсы $r_{сопр}$ будут совпадать с импульсами R_0 кода отраженного сигнала, а следовательно, сигнал цели на экране индикатора обзора будет совпадать с меткой дальности и не будет раздваиваться.

Временной интервал между импульсами R_0 сигнала передатчика и $r_{сопр}$ при этом равен величине Δt , что соответствует истинной дальности до цели.

Задачей автоматического сопровождения цели по дальности является непрерывное совмещение кода сопровождения с кодом отраженного сигнала по сигналу ошибки, вырабатываемому в устройстве сопровождения по дальности.

Сигнал ошибки для управления задержкой кода сопровождения вырабатывается следующим образом. Код сопровожде-

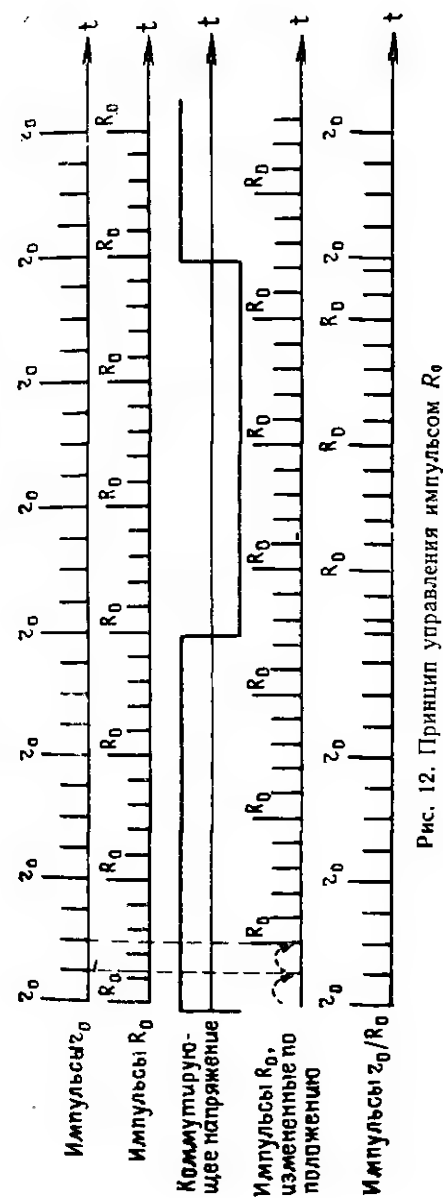


Рис. 12. Принцип управления импульсом R_0

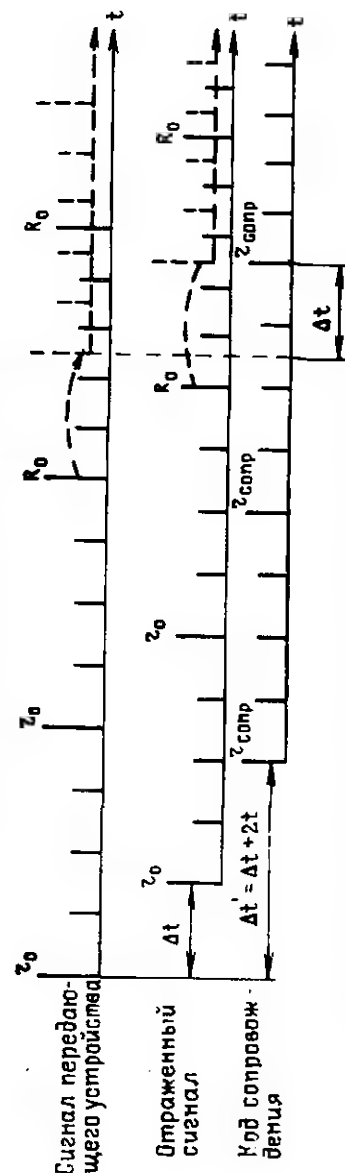


Рис. 13. Принцип исключения ошибки в отсчете дальности.

ния подвергается временной wobуляции, т. е. качанию относительно своего среднего положения примерно на $\pm 1/2 \tau$ с частотой 50 гц по синусоидальному закону. При этом возможны три случая:

- 1) среднее положение кода сопровождения совмещено с кодом отраженного сигнала;
- 2) среднее положение кода сопровождения рассовмещено с кодом отраженного сигнала в сторону большей дальности;
- 3) среднее положение кода сопровождения рассовмещено с кодом отраженного сигнала в сторону меньшей дальности.

Сигнал с выхода смесителя во всех трех случаях будет промодулирован по амплитуде. Из огибающей сигнала, полученной после детектирования, выделяется гармоника частоты 50 гц.

Из графиков, приведенных на рис. 14, видно, что в первом случае огибающая сигнала гармонику частоты 50 гц не содержит. Первая гармоника (на рис. 14, а показана пунктиром) имеет частоту в два раза выше частоты wobуляции. Во втором и третьем случаях гармоника частоты 50 гц в огибающей сигнала присутствует.

Это напряжение частоты 50 гц является сигналом ошибки для управления положением кода сопровождения. Амплитуда напряжения сигнала ошибки указывает на величину рассовмещения кода сопровождения с кодом отраженного сигнала, а фаза — на направление рассовмещения.

Принцип определения радиальной составляющей скорости цели

Для определения радиальной составляющей скорости цели в РПЦ используется эффект Доплера — Белопольского, согласно которому приращение частоты в сигнале, отраженном от цели, связано с радиальной составляющей скорости цели соотношением

$$f_d = \frac{2v_r}{\lambda},$$

где f_d — доплеровское приращение частоты в отраженном сигнале;

v_r — радиальная составляющая скорости цели;

λ — длина волны передатчика.

Следовательно, определение v_r сводится к определению величины f_d в принятом сигнале.

В РПЦ определение частоты f_d , а следовательно, и v_r производится с помощью узкополосных кварцевых фильтров (рис. 15).

Отраженный от цели сигнал частоты $f_c = f_0 \pm f_d$ поступает на вход смесителя (f_0 — частота сигнала передатчика). В сме-

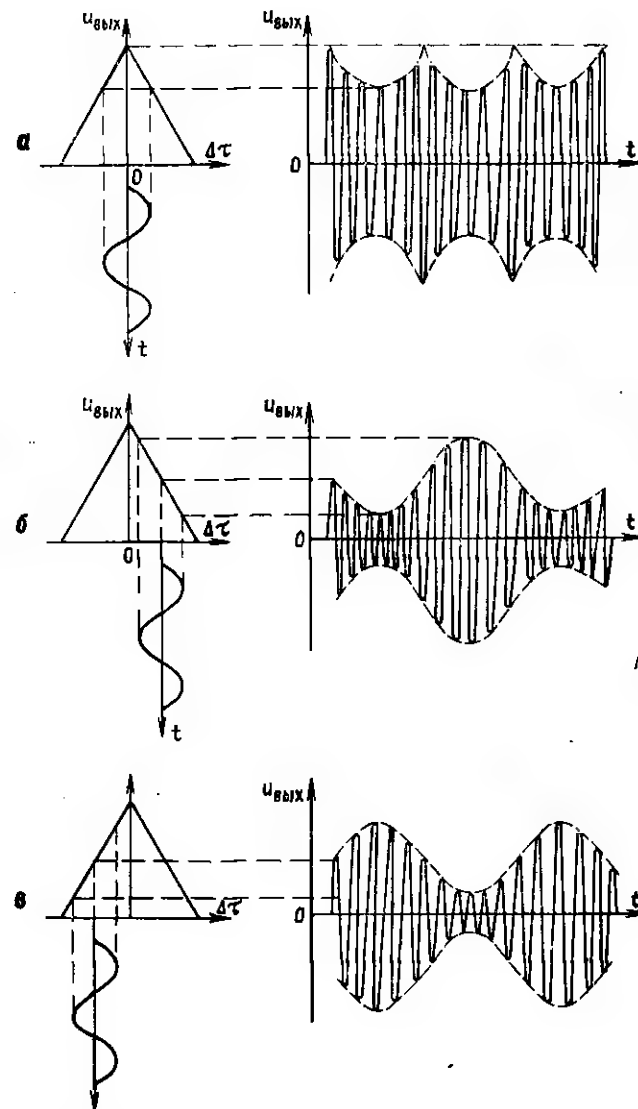


Рис. 14. Принцип выделения сигнала ошибки АС по дальности

сителе сигнал преобразуется по частоте с помощью гетеродинного напряжения $f_{ггг}$ в напряжение частоты $f_{и.ч} = f_c - f_{ггг}$, которое поступает на «гребенку», состоящую из n параллельно включенных фильтров. Фильтры настроены таким образом, что перекрывают определенный диапазон доплеровских частот. Центральный фильтр Φ_m настроен на резонансную частоту $f_m = f_0 - f_{оп}$, где $f_{оп}$ — частота гетеродинного

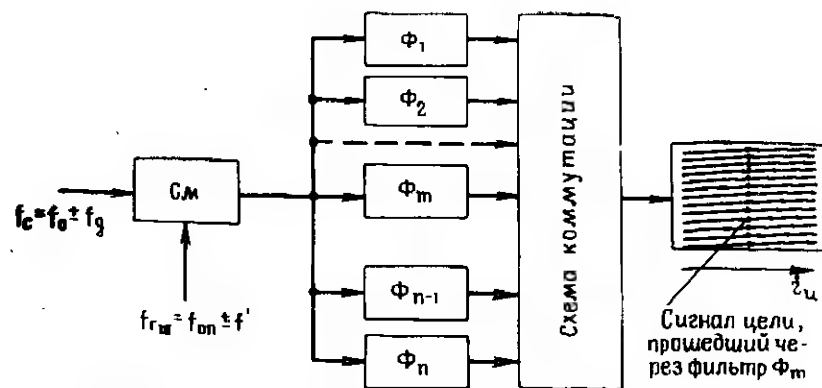


Рис. 15. Упрощенная схема определения радиальной составляющей скорости цели

напряжения, обеспечивающая прохождение сигнала через центральный фильтр при отсутствии доплеровского смещения (рис. 16).

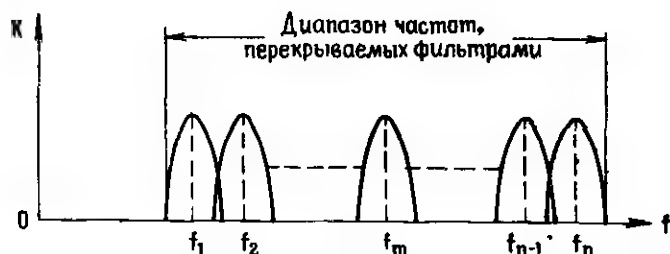


Рис. 16. Резонансные характеристики «гребенки» фильтров

Схема коммутации обеспечивает подключение выходов фильтров к входу индикатора обзора по дальности и скорости согласованно с образованием строчной развертки, причем подключению первого фильтра соответствует начало развертки, а подключению n -го фильтра — конец развертки. Следовательно, сигнал, прошедший через один из фильтров, появится в определенной точке строчной развертки индикатора.

Если преобразование сигналов производится с помощью гетеродинного напряжения $f_{ГД} = f_{оп}$, то сигналы, не имеющие доплеровского приращения частоты, пройдут через центральный фильтр и появятся в центре строчной развертки. Сигналы цели, имеющие положительное или отрицательное приращение частоты, появятся на экране индикатора соответственно справа или слева от центра строчных разверток.

Таким образом, по положению метки цели на строчной развертке можно определить величину f_d .

Для того чтобы измерить величину частоты f_d , производится компенсация доплеровского приращения частоты путем изменения величины частоты $f_{ГД}$ за счет переменной составляющей f' . Частота $f_{ГД}$ меняется до тех пор, пока сигнал промежуточной частоты пройдет через центральный фильтр и появится в центре строчной развертки, т. е. будет выполнено условие $f_{п.ч} = f_m$. При этом $f' = f_d$.

Частота f' может быть определена из соотношения $f' = f_{ГД} - f_{оп}$ и выдана в соответствующие устройства как информация о радиальной составляющей скорости цели.

Шириной полосы пропускания фильтра определяется разрешающая способность РПЦ по скорости. В РПЦ используются кварцевые фильтры с узкой полосой пропускания (200 гц). Чтобы перекрыть весь диапазон доплеровских частот, требуется иметь «гребенку» из большого числа фильтров. Для расширения диапазона в РПЦ применяется обзор по скорости. При этом в процессе определения скорости цели при включении обзора по скорости в определенной временной последовательности меняется скачком частота $f_{оп}$ на величину полосы пропускания всех фильтров и тем самым расширяется диапазон доплеровских частот, которые могут пройти через «гребенку» фильтров на индикатор. При этом строчные развертки на индикаторе обзора, образованные при определенных значениях частоты $f_{оп}$, соответствуют вполне определенным диапазонам скоростей.

Принцип определения угловых координат

В радиолокаторе подсвета цели для автоматического сопровождения цели по угловым координатам используется метод мгновенной равносигнальной зоны. Сущность этого метода заключается в следующем.

Приемная антенна имеет сложную диаграмму направленности, состоящую из четырех диаграмм, симметрично расположенных относительно геометрической оси антенны. Две диаграммы лежат в горизонтальной плоскости, а две — в вертикальной плоскости.

На рис. 17 показаны диаграммы, лежащие в одной плоскости.



Рис. 17. Диаграммы направленности приемной антенны, расположенные в вертикальной плоскости

Диаграммы, расположенные в вертикальной плоскости, обеспечивают формирование пеленгационной характеристики по углу места, а диаграммы, лежащие в горизонтальной плоскости, — формирование пеленгационной характеристики по азимуту.

Пеленгационная характеристика создается за счет образования разностного сигнала из сигналов, принятых соответствующей парой диаграмм. Вычитание производится в волноводных тройниках.

Волноводный тройник показан на рис. 18.

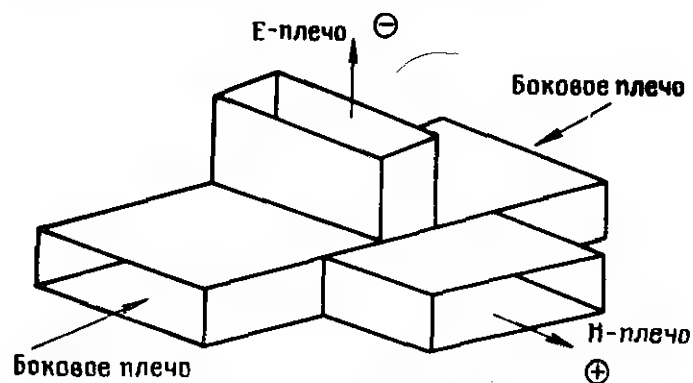


Рис. 18. Волноводный тройник

Если цель, отражающая сигналы, находится на геометрической оси антенны (в точке 1, рис. 17), то сигналы, принятые соответствующей парой диаграмм, будут равны по амплитуде и их разностный сигнал будет равен нулю.

Сигналы, принятые диаграммами, подаются в боковые плечи тройника. Разностный сигнал выделяется в *E*-плече волноводного тройника.

При отклонении цели от геометрической оси антенны (точки 2 и 3, рис. 17) равенство амплитуд сигналов в плечах тройника будет нарушаться и разностный сигнал будет отличаться от нуля. При небольших угловых рассовмещениях цели относительно геометрической оси антенны амплитуда разностного сигнала будет изменяться пропорционально величине углового рассовмещения. Направление углового рассовмещения определяет фазу разностного сигнала.

Для того чтобы судить о фазе разностного сигнала, дополнительно формируется суммарный сигнал, амплитуда и фаза которого при небольших рассовмещениях цели относительно геометрической оси антенны практически остаются постоянными. Суммарный сигнал Σ снимается с *H*-плеча волноводного тройника.

Суммарный и разностный сигналы поступают на фазовый детектор, где выделяется напряжение сигнала ошибки в виде постоянного напряжения.

Амплитуда напряжения сигнала ошибки определяется амплитудой разностного сигнала, т. е. величиной углового рассовмещения между направлением на цель и осью антенны, а полярность его — фазой разностного сигнала относительно суммарного, т. е. направлением рассовмещения относительно оси антенны.

Напряжение сигнала ошибки используется для автоматического сопровождения цели по соответствующей угловой координате.

2. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РПЦ

Назначение и состав

Наземная радиолокационная станция подсвета цели входит в состав стрельбового канала комплекса С-200 и решает следующие основные задачи:

1 — поиск цели, наведение на нее луча подсвета по данным целеуказания и опознавание цели;

2 — непрерывный подсвет цели в режиме автоматического сопровождения ее по угловым координатам, дальности и скорости;

3 — выработку текущих координат цели и выдачу их на стартовую позицию для обеспечения наведения и захвата цели головками самонаведения ракет;

4 — определение момента пуска по данным ЦВМ, пуск ракет и контроль их самонаведения.

Для решения рассмотренных выше задач РПЦ имеет следующие основные устройства:

1 — устройство выработки опорных напряжений;

2 — антенно-волноводные устройства подсвета цели, приема отраженных от цели сигналов и приема сигналов контрольных ответчиков ракет;

3 — передающее устройство;

4 — приемные устройства сигналов, отраженных от цели, и сигналов контрольных ответчиков ракет;

5 — устройство сопровождения цели по скорости и определения величины скорости;

6 — устройство сопровождения цели по дальности и определения величины дальности;

7 — устройства управления положением антенн и выработки угловых координат цели;

8 — устройства индикации, управления режимами работы станции и стартом ракет и контроля за работой контрольных радиоответчиков ракет;

- цифровые преобразователи информации;
- цифровая вычислительная машина;
- устройство опознавания целей.

Кроме перечисленных выше основных устройств в состав РПЦ входит имитационная и контрольно-измерительная аппаратура, необходимая для тренировки операторов РПЦ, проверки аппаратуры на функционирование и проведения регламентных работ.

Аппаратура РПЦ размещена в двух кабинах: кабине К-1 (антенный пост) и кабине К-2 (аппаратная кабина).

Антенный пост установлен на лафете повозки БР-227 и может вращаться по азимуту, а антенные устройства поста, укрепленные на кабине, — по углу места.

Кабина К-1 разбита на три отсека.

В малом отсеке кабины размещены: шкаф стабилизации высокого напряжения КГ-15, шкаф регулятора напряжения высоковольтного выпрямителя КГ-13 и шкаф высоковольтного выпрямителя КГ-14.

В центральном отсеке кабины размещены: токосъемник КЕ-11, точный угловой датчик КР-177в, грубый угловой датчик КР-178в и электромашиный усилитель угломестного привода ЭМУ е.

В большом отсеке кабины размещены: шкаф управления и контроля передающего устройства КГ-16, шкаф возбуждителя передающего устройства КГ-11, шкаф управления и контроля высокочастотной части приемного устройства КШ-16, шкаф модулятора передающего устройства КМ-11, шкаф формирования угловых напряжений КУ-11, аппаратура наземного радиозапросчика «Тантал-АН» и пульт включения аппаратуры НРЗ КТ-1001.

С антенными устройствами жестко связан и перемещается вместе с ними по углу места контейнер.

В контейнере размещены: шкаф усилителя мощности передающего устройства КГ-12, шкаф высокочастотной аппаратуры приемного устройства канала цели КШ-11 и шкаф терморегулирования усилителя мощности КГ-17.

На левой стене кабины К-1 на специальном кронштейне установлена антенна приема сигналов контрольных ответчиков ракет.

Для обслуживания антенн, угломестного привода и аппаратуры, размещенной в контейнере, антенный пост снабжен лестницами и площадками с перилами.

В аппаратной кабине размещены:

- шкаф приемного устройства сопровождения КШ-21;
- шкафы приемного устройства обзора КШ-22, КШ-23 и КШ-24;
- шкаф устройств выработки опорных и гетеродиных напряжений КШ-25;

— шкафы устройств выработки координат в цифровой форме КТ-21 и КТ-22;

— шкаф сопряжения аппаратуры РПЦ с линией связи с КП КВ-21;

— цифровая вычислительная машина КВ-22;

— стойка распределения питания для ЦВМ КВ-23;

— шкаф аппаратуры управления вышкой и усилитель громкоговорящей связи КВ-22;

— шкаф управления стартом КИ-23;

— шкаф управления по азимуту и углу места КИ-22;

— шкаф управления по скорости и дальности и режимам работы РПЦ КИ-21;

— шкаф имитатора цели КФ-21;

— шкаф аппаратуры сопряжения со станцией П-14 КИ-24;

— контрольно-измерительная аппаратура и ЗИП.

Внешний вид антенного поста и аппаратной кабины показан на рис. 19 и 20, а размещение аппаратуры в кабинах и контейнере РПЦ изображено на рис. 21.

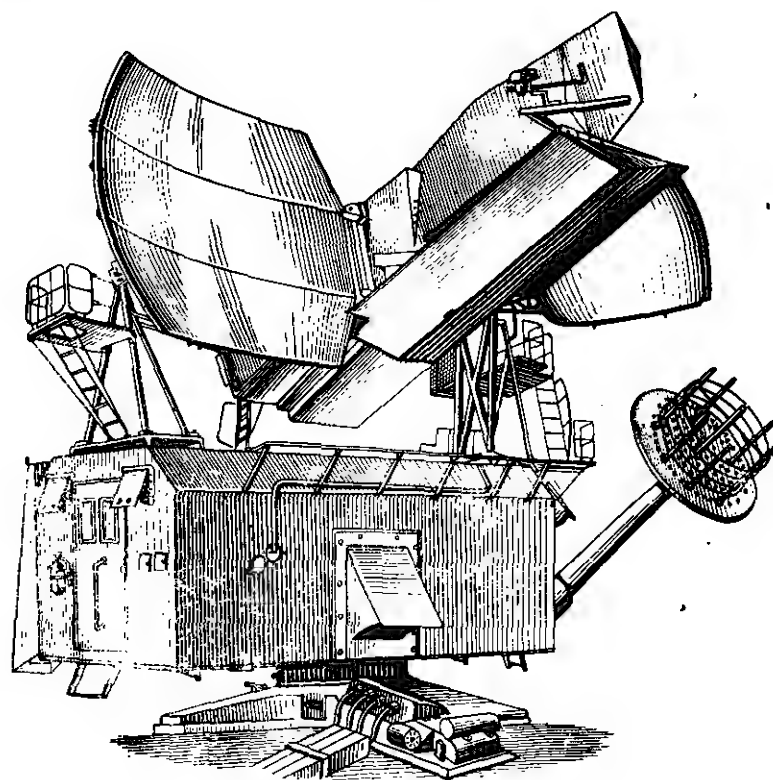


Рис. 19. Антенный пост К-1

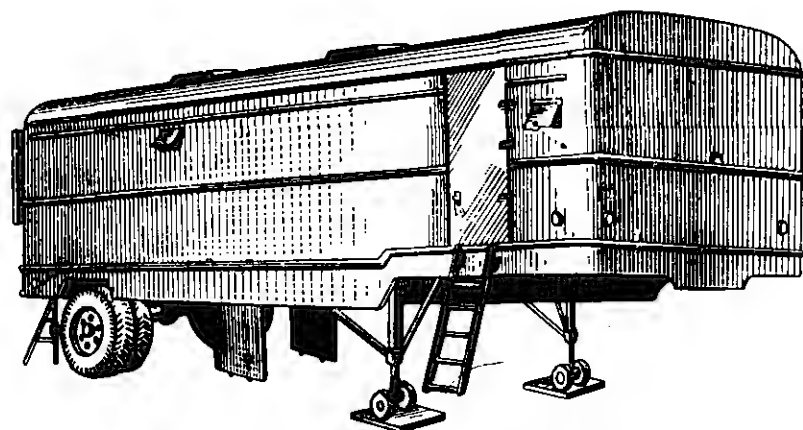


Рис. 20. Аппаратная кабина К-2

Основные тактико-технические данные

1. Радиолокатор подсвета цели работает в непрерывном режиме излучения электромагнитной энергии. Селекция целей по дальности и измерение дальности обеспечиваются применением фазокодовой манипуляции излучаемых сигналов.
2. Селекция целей по скорости и измерение радиальной составляющей скорости цели обеспечиваются использованием эффекта Доплера — Белопольского с применением узкополосной частотной селекции принимаемых сигналов.

3. Измерение углов производится по методу мгновенной амплитудной равносигнальной зоны.

4. Ширина диаграммы направленности антенны подсвета цели по уровню половинной мощности равна: узкой — $0,7^\circ$, широкой — $1,4^\circ$.

Диаграмма направленности антенны приема сигналов, отраженных от цели, состоит из четырех диаграмм, две из которых располагаются в вертикальной плоскости, а две — в горизонтальной. Ширина каждой диаграммы по уровню половинной мощности равна $1,4^\circ$.

Оси симметрии диаграмм с равносигнальным направлением составляют угол $0,7^\circ$.

5. Пределы изменения углового положения антенн составляют: по азимуту $0—360^\circ$, по углу места $0—180^\circ$.

6. В радиолокаторе предусмотрены следующие режимы работы:

- поиск и наведение систем сопровождения на цель вручную;
- отработка целеуказания, поступающего от систем внешнего целеуказания;

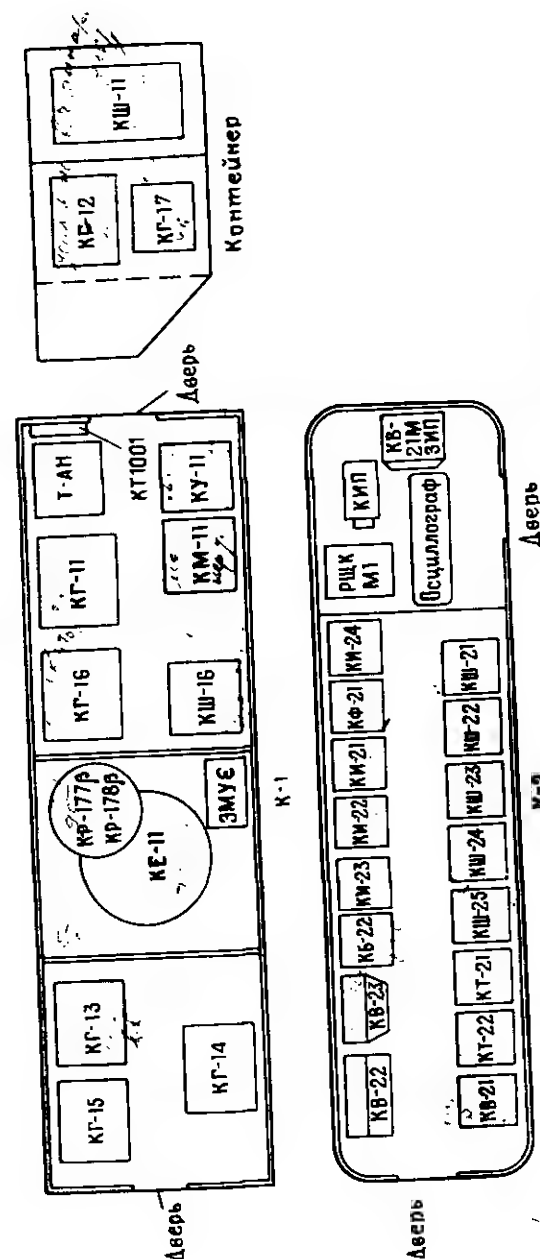


Рис. 21. Размещение аппаратуры в кабинах и контейнере РПЦ

— автоматическое сопровождение цели по угловым координатам, скорости и дальности.

7. Секторный поиск по азимуту и углу места предусматривает следующие режимы: поиск в секторах $8 \times 8^\circ$, $8 \times 4^\circ$, $4 \times 8^\circ$ и $4 \times 4^\circ$.

8. Для обеспечения точного наведения по угловым координатам предусмотрено коническое сканирование антенн с просмотром телесного угла $1,4^\circ$ при диаграмме $0,7^\circ$ и угла $2,8^\circ$ при диаграмме $1,4^\circ$. Период сканирования — 3 сек.

9. Питание аппаратуры радиолокатора производится напряжением переменного тока от дизель-электростанции, входящей в состав комплекса, или от промышленной сети. Потребляемая мощность — около 80 кВт.

10. Время готовности развернутой на позиции станции с момента поступления сигнала тревоги:

— при наличии напряжения от промышленной сети — порядка 5 мин;

— при отсутствии напряжения от промышленной сети — порядка 8 мин.

Упрощенная функциональная схема

Импульсы нулевой дальности r_0 (рис. 22) из синхронизатора станции поступают на генератор кода, где формируется напряжение кода, связанное по времени с импульсами r_0 . Напряжение кода поступает на фазовый манипулятор. На второй вход фазового манипулятора поступает напряжение частоты F из устройства выработки гетеродинных напряжений.

В фазовом манипуляторе напряжение частоты F модулируется по фазе по закону кода и выдается на смеситель, на который также поступает высокочастотный сигнал f_v с возбуждателя передающего устройства.

В смесителе происходит преобразование высокочастотного сигнала с помощью напряжения промежуточной частоты F и выделение высокочастотного сигнала $f_0 = f_v - F$, фаза которого промодулирована по закону модуляции фазы напряжения, снимаемого с фазового манипулятора.

После усиления по мощности в выходном усилителе сигнал частоты f_0 поступает по волноводному тракту на передающую антенну для излучения в пространство.

Отраженный от цели сигнал частоты $f_c = f_0 \pm f_d$ принимается четырьмя рупорами приемной антенны и подается в волноводные тройники, где формируются два разностных и один суммарный сигналы.

Разностные сигналы являются сигналами ошибки положения цели по азимуту и углу места относительно электрической оси антенны. Суммарный сигнал пропорционален сумме сигналов, принимаемых всеми четырьмя рупорами.

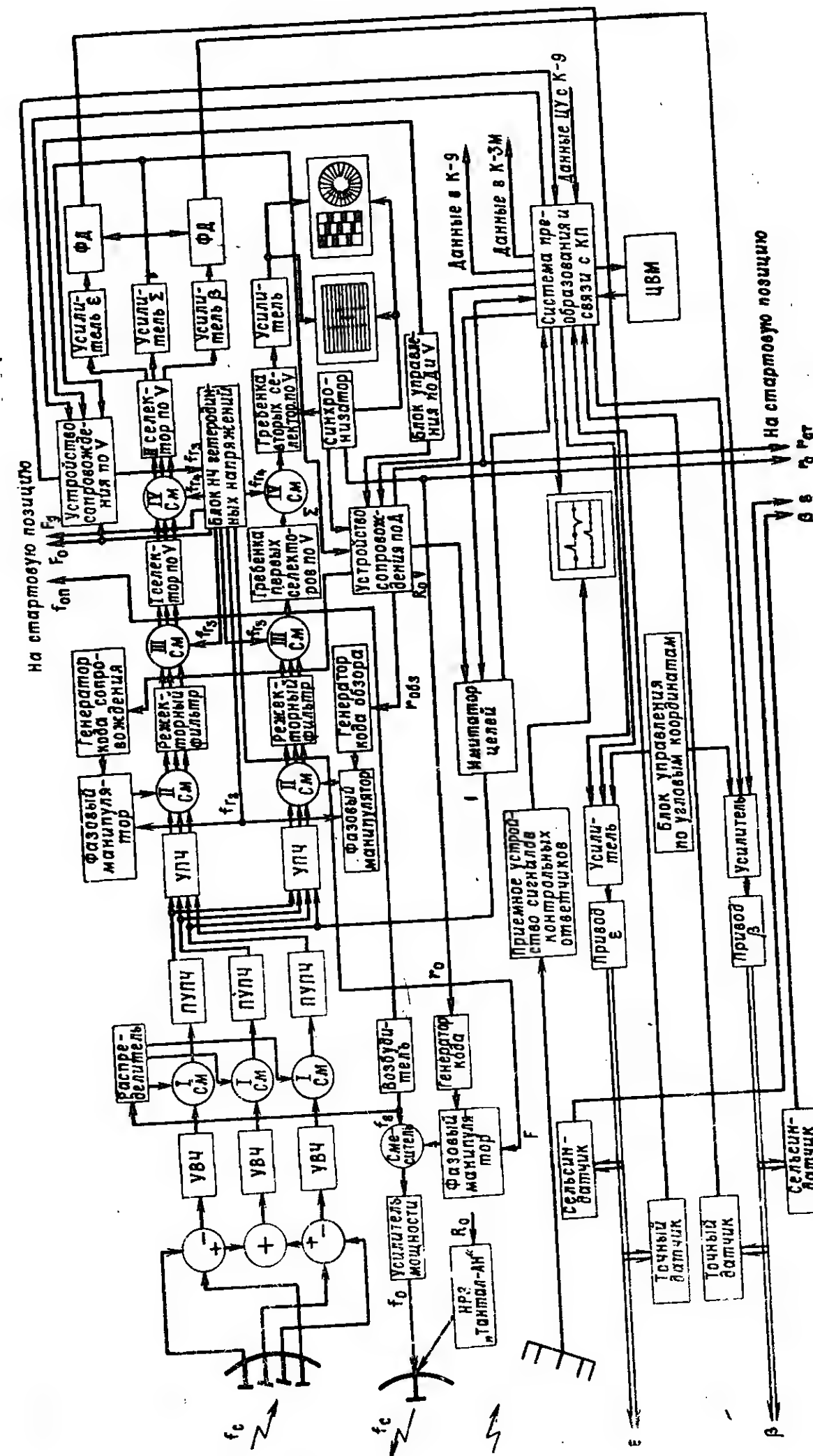


Рис. 22. Функциональная схема РПЦ

Суммарный и разностные сигналы поступают на усилители высокой частоты суммарного и разностных каналов высокочастотной части приемного устройства. После усиления сигналы выдаются на первые смесители для преобразования в сигналы промежуточной частоты. Преобразование производится с помощью гетеродинного напряжения $f_{г1} = f_{в}$ возбуждителя передающего устройства. Применение в качестве гетеродинного напряжения напряжения возбуждителя передающего устройства обеспечивает компенсацию собственных уходов частоты возбуждителя.

При преобразовании в первых смесителях выделяется частота $f_{п.ч1} = f_{в} - f_{с}$. Так как частота $f_{с} = f_{в} - F \pm f_{д}$, то частота $f_{п.ч1} = f_{в} - f_{в} + F \mp f_{д} = F \mp f_{д}$.

Сигналы с выходов первых смесителей после предварительного усиления поступают на усилители промежуточной частоты приемных устройств сопровождения и обзора. Приемное устройство сопровождения имеет три канала: один суммарный и два разностных. Приемное устройство обзора имеет три канала (до третьего смесителя), после которых дальнейшее преобразование и усиление идет по суммарному каналу. После усиления сигналы преобразуются по частоте и производится свертка спектра во вторых смесителях.

Гетеродинным напряжением для смесителей приемного устройства сопровождения является код сопровождения, а для смесителей приемного устройства обзора — код обзора.

Код сопровождения во времени связан с импульсом $\tau_{сопр}$, а код обзора — с импульсом $\tau_{обз}$. Изменение задержки импульсов $\tau_{сопр}$ и $\tau_{обз}$ относительно импульсов τ_0 осуществляется в устройстве сопровождения цели по дальности.

На выходе вторых смесителей приемного устройства сопровождения сигнал появится при условии совпадения кода отраженного сигнала и кода сопровождения.

В приемном устройстве обзора свертка спектра, а следовательно, и прохождение сигналов на выход вторых смесителей происходит периодически с частотой качания кода обзора, в моменты, когда код обзора совпадает с кодом отраженного сигнала.

Сигналы с выходов вторых смесителей поступают на режекторные фильтры. Режекторные фильтры пропускают без ослабления на третий смеситель сигналы, отраженные от движущихся целей, и не пропускают сигналы, отраженные от неподвижных объектов, которые не имеют доплеровского приращения частоты.

В третьих смесителях производится преобразование сигналов по частоте с компенсацией доплеровского приращения частоты. Третьим гетеродинным напряжением является напряжение, снимаемое с устройства сопровождения по скорости,

которое поступает на третий смеситель через блок выработки низкочастотных гетеродинных напряжений.

Если компенсация доплеровского приращения частоты в сигнале выполнена точно, то сигнал, поступив на «гребенку» фильтров грубой селекции, пройдет через центральный фильтр грубой селекции и после четвертого преобразования по частоте — через центральный фильтр «гребенки» фильтров точной селекции. При наличии ошибки в компенсации доплеровского приращения частоты сигнал пройдет через один из боковых фильтров.

После усиления сигнал поступает на индикаторы.

В приемном устройстве сопровождения в каждом канале имеются фильтр грубой селекции и фильтр точной селекции. Полоса пропускания фильтров грубой и точной селекции приемного устройства сопровождения совпадает с полосой пропускания центральных фильтров грубой и точной селекции приемного устройства обзора. Следовательно, для обеспечения прохождения сигналов через каналы приемного устройства сопровождения необходимо выполнить совмещение кода сопровождения с кодом отраженного сигнала и точно скомпенсировать доплеровское приращение частоты в сигнале. Оператор, наблюдая метку цели на экране индикатора обзора, совмещает ее с метками дальности и скорости, управляя устройствами сопровождения по дальности и скорости. При совмещении метки цели с меткой дальности обеспечивается совмещение кода сопровождения с кодом отраженного сигнала в пределах тактового интервала, а при совмещении с меткой скорости — точная компенсация доплеровского приращения частоты в сигнале.

Сигнал с выхода суммарного канала выдается в устройство сопровождения по дальности для автоматического управления задержкой импульсов $\tau_{сопр}$ и $\tau_{обз}$ и в устройство сопровождения по скорости для управления частотой третьего гетеродинного напряжения.

Сигналы с разностных каналов поступают на фазовые детекторы, где преобразуются в напряжения, управляющие работой угловых следящих систем.

Текущие значения координат из устройств сопровождения по дальности, скорости и угловым координатам в аналоговой форме выдаются в цифровые преобразователи, где преобразуются в цифровой двоичный код, и поступают в ЦВМ.

В ЦВМ решается задача о точке встречи ракеты с целью и вычисляются следующие величины:

- r_6 — дальность до ближней границы зоны поражения;
- $r_{д.п}$ — дальность до дальней границы предельной зоны поражения;
- $r_{д.эф}$ — дальность до дальней границы эффективной зоны поражения;

$r_{т. в.}$ — дальность до точки встречи;
 $r_{т. в. п.}$ — дальность до точки встречи в момент пуска ракеты;
 $r_{ц.}$ — дальность до цели;
 $t_{д.}$ — время работы маршевого двигателя;
 $t_{п.}$ — время полета ракеты до точки встречи;
 $\frac{1}{2\dot{d}}$ — величина, обратная удвоенной скорости сближения ракеты с целью в точке встречи;
 $\beta_{г.о.}$ — угол упреждения по азимуту.

Эти величины в цифровом двоичном коде поступают в цифровые преобразователи, где преобразуются в аналоговую форму. Аналоговая форма величин $r_{б.}$, $r_{д. эф.}$, $r_{д. п.}$, $r_{т. в.}$, $r_{ц.}$, $r_{т. в. п.}$ — временные интервалы, а величин $t_{д.}$, $t_{п.}$, $\frac{1}{2\dot{d}}$, $\beta_{г.о.}$ — пакеты импульсов.

Величины $r_{б.}$, $r_{д. эф.}$, $r_{д. п.}$, $r_{т. в.}$, $r_{ц.}$, $r_{т. в. п.}$ выдаются на индикатор пуска и контроля самонаведения, а величины $t_{д.}$, $t_{п.}$, $\frac{1}{2\dot{d}}$, $\beta_{г.о.}$ — в кабину подготовки старта К-3М.

В ЦВМ также вырабатываются прямоугольные координаты и горизонтальные дальности границ зоны поражения, точки встречи, цели и стробов РПЦ, которые выдаются в кабину К-9.

После пуска ракеты сигналы контрольного ответчика принимаются антенной приема сигналов контрольных ответчиков и поступают в приемное устройство сигналов контрольных ответчиков. После преобразования и усиления сигналы контрольных ответчиков выдаются в индикатор пуска и контроля самонаведения для контроля самонаведения стартовавшей ракеты.

При отработке целеуказания текущие значения следящих систем РПЦ сравниваются в ЦВМ с данными целеуказания, в результате вычисляются разностные значения $\Delta\epsilon$, $\Delta\beta$, $\Delta\gamma$, $\Delta\delta$. Эти величины преобразуются в цифровых преобразователях в аналоговую форму в виде напряжений и выдаются для управления соответствующими следящими системами. Управление следящими системами ведется до тех пор, пока не будут выполнены условия: $\Delta\epsilon = 0$, $\Delta\beta = 0$, $\Delta\gamma = 0$, $\Delta\delta = 0$. При этом текущие значения следящих систем будут соответствовать данным целеуказания.

В режиме контроля аппаратуры станции в имитаторе вырабатываются сигналы имитируемой цели на первой промежуточной частоте, которые поступают на вход приемных устройств сопровождения и обзора вместо сигналов, поступающих с предварительных усилителей промежуточной частоты при боевой работе.

3. АНТЕННО-ВОЛНОВОДНОЕ И АНТЕННО-ФИДЕРНЫЕ УСТРОЙСТВА

Антенные устройства РПЦ состоят из антенно-волноводного устройства подсвета и сопровождения цели (блок КА-130М), антенно-фидерного устройства приема сигналов контрольных ответчиков ракет (блоки КА-16, КА-17) и антенно-фидерного устройства канала опознавания.

Антенно-волноводное устройство подсвета и сопровождения цели

Антенно-волноводное устройство (АВУ) подсвета и сопровождения цели служит для направленного излучения высокочастотной энергии и приема высокочастотной энергии, отраженной от цели. Оно состоит из передающего (блока КА-14) и приемного (блока КА-15) антенно-волноводных устройств.

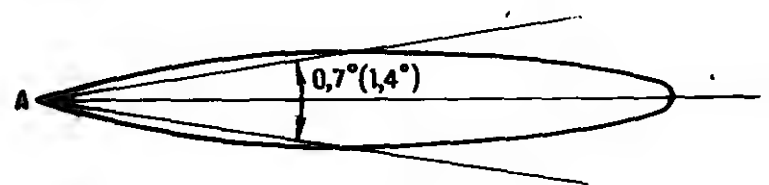


Рис. 23. Диаграмма направленности передающей антенны

Передающее антенно-волноводное устройство состоит из рефлектора (блока КА-141МТ), облучающего устройства (блока КА-142МТ) и соединительных волноводов.

Передающее АВУ работает в режиме непрерывного подсвета цели. Диаграмма направленности передающего АВУ имеет форму узкого игольчатого луча (рис. 23).

В РПЦ предусмотрено два режима излучения: режим «Узкий луч» («УЛ») и режим «Широкий луч» («ШЛ»). В режиме «УЛ» ширина диаграммы по уровню половинной мощности составляет $0,7^\circ$, в режиме «ШЛ» — $1,4^\circ$.

Для обеспечения устойчивого приема эхо-сигналов головкой самонаведения при кренах ракеты антенная система должна иметь круговую поляризацию. Круговая поляризация электромагнитного поля образуется при сложении двух электрических полей линейной поляризации, векторы которых расположены взаимно перпендикулярно и имеют взаимный сдвиг по фазе, равный $\frac{\pi}{2}$.

В передающей антенне РПЦ круговая поляризация создается в облучателе поляризатором, который состоит из фазосдвигающей секции и волноводного перехода (рис. 24).

Фазосдвигающая секция представляет собой прямоугольный (близкий к квадратному) волновод, возбуждаемый стандартным прямоугольным волноводом таким образом, что вектор электрического поля сориентирован под углом 45° к стенкам фазосдвигающей секции. Это поле в фазосдвигающей

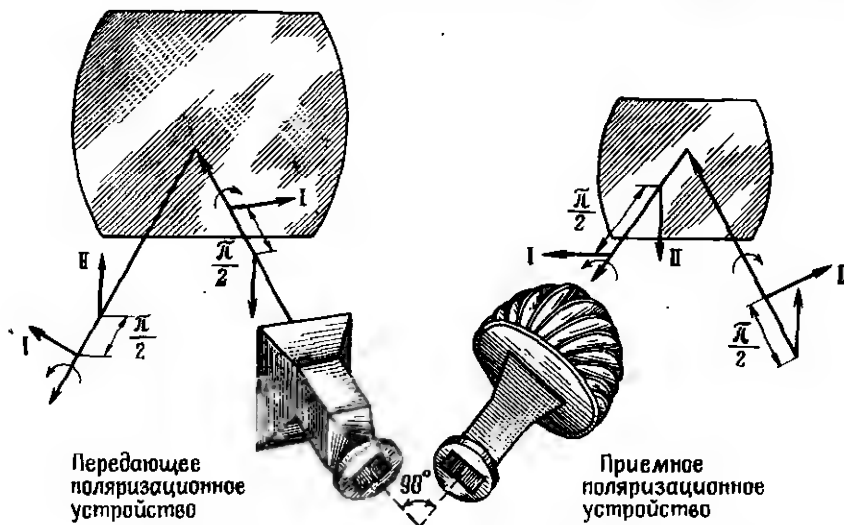


Рис. 24. Передающее и приемное поляризационные устройства

секции раскладывается на две составляющие, перпендикулярные одна к другой. Длина фазосдвигающей секции выбрана такой, при которой между составляющими (при выходе из секции) образуется фазовый сдвиг по фазе, равный $\frac{\pi}{2}$.

При сложении в пространстве полей обеих составляющих образуется круговая поляризация электромагнитного поля. Круговая поляризация имеет направление вращения по часовой стрелке на участке излучения от первичного облучателя до зеркала передающей антенны. После отражения от зеркала меняется направление вращения вектора результирующего электрического поля на обратное (против часовой стрелки, если смотреть по направлению излучения).

Направление вращения определяется перемещением результирующего вектора электрического поля от опережающей составляющей поля к запаздывающей.

За счет волноводного перехода происходит поворот секции на угол 45° относительно запитывающего волновода.

Рефлектор служит для преобразования сферического фронта волны, излучаемой облучателем, в плоский фронт волны. Рефлектор представляет собой внецентровую вырезку из параболоида вращения размером 5×5 м.

Облучатель создает в раскрыве зеркала распределение электромагнитного поля, необходимое для формирования требуемой диаграммы направленности при минимальных перепадах высокочастотной энергии через края зеркала. Облучатель состоит из рупора с насадкой и поляризатора (рис. 25). В зависимости от режима работы насадка либо выдвинута, являясь продолжением рупора (при режиме «ШЛ»), либо

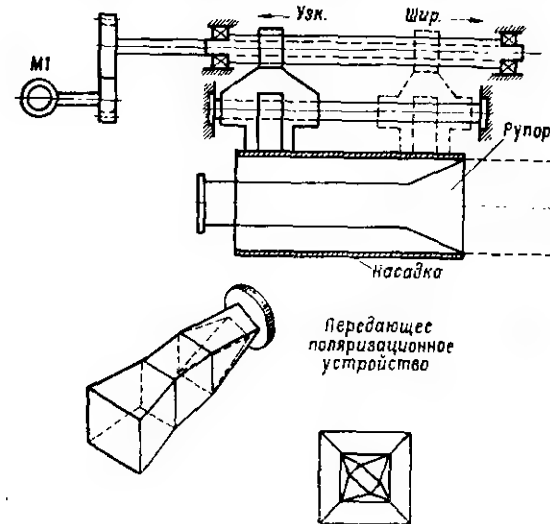


Рис. 25. Облучающее устройство

втянута (при режиме «УЛ»). При работе с втянутой насадкой формируется узкая диаграмма направленности. Широкая диаграмма направленности формируется, когда насадка выдвинута, при этом раскрыв облучателя оказывается вынесенным из фокуса. Выдвижение и втягивание насадки производится электродвигателем с помощью механизма привода.

Во избежание затемнения рефлектора облучателем ось облучателя отстоит от нижней кромки рефлектора на 200 мм.

Соединительные волноводы служат для передачи электромагнитной энергии от передатчика к облучающему устройству. Соединительные волноводы (секции), образующие волноводную линию, представляют собой волноводы прямоугольного сечения с размерами 35×15 мм.

Приемное антенно-волноводное устройство обеспечивает прием электромагнитной энергии, отраженной от цели, и ее передачу на вход приемного устройства.

Приемное АВУ состоит из рефлектора (блока К-151), облучающего устройства (блока К-152) и соединительных волноводов.

Рефлектор антенны представляет собой внецентровую вырезку из параболоида вращения размером $3 \times 2,8$ м.

Круговая поляризация после отражения электромагнитной энергии от цели меняет направление вращения. Приемная антенна принимает отраженную электромагнитную энергию с круговой поляризацией.

Преобразование круговой поляризации в линейную осуществляется поляризатором приемной антенны, который выполнен в виде сферической решетки, расположенной перед облучателем так, что металлические пластины ориентированы под углом 45° к электрическому вектору поля облучателя. Кроме того, пластины решетки расходятся таким образом, что они во всех точках перпендикулярны к поверхности сферической волны, отраженной от рефлектора приемной антенны. Падающая на решетку волна раскладывается на две составляющие, одна из которых перпендикулярна к пластинам, а другая параллельна им. При прохождении волн через решетку компенсируется фазовый сдвиг между этими составляющими, возникший в фазосдвигающей секции облучателя передающей антенны.

После поляризованной решетки плоскополяризованные волны без взаимного фазового сдвига складываются и дают результирующее плоскополяризованное поле, вектор E_p которого возбуждает первичный облучатель приемной антенны. Первичные облучатели приемной и передающей антенн расположены под углом 90° друг к другу (см. рис. 24).

Облучающее устройство размещается в фокусе зеркала. Ось облучателя находится на расстоянии 200 мм от нижней кромки зеркала. Облучатель состоит из четырех идентичных рупоров. Раскрыты рупоров расположены симметрично относительно фокуса зеркала.

Облучающее устройство приемной антенны развернуто относительно облучающего устройства передающей антенны на угол 90° , что обеспечивает создание круговой поляризации электромагнитного поля в приемной антенне с обратным вращением по отношению к электромагнитному полю передающей антенны.

В приемном устройстве энергия, отраженная от цели, принимается по трем каналам: двум разностным (в наклонной и угломестной плоскостях) и одному суммарному. Суммарный сигнал формируется четырьмя рупорами и тремя волноводными тройниками. Цепь формирования разностных сигналов включает два рупора и один двойной волноводный тройник.

Схема подключения рупоров и каналов приемника показана на рис. 26.

План выхода облучателя и условная нумерация рупоров показаны на рис. 27.

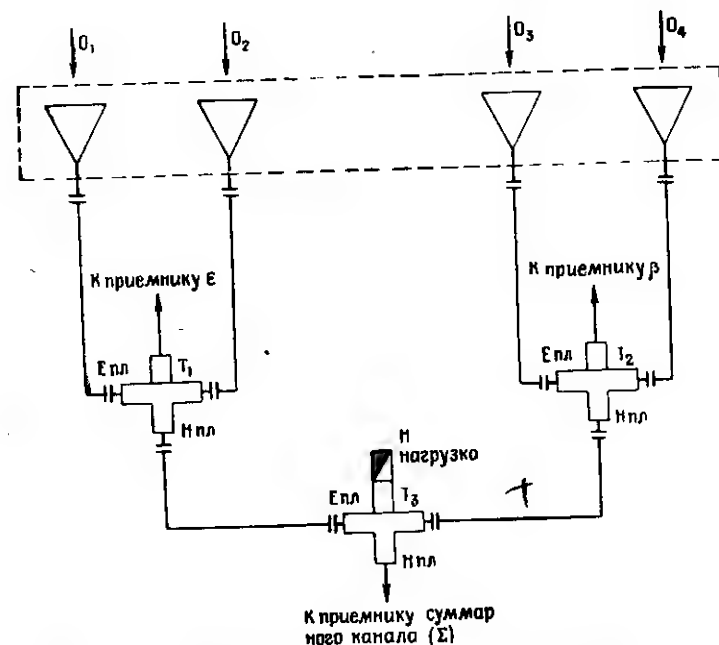


Рис. 26. Электрическая схема блока КА-152

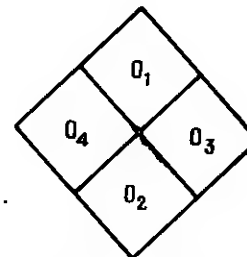


Рис. 27. План выхода облучателя приемной антенны

Сигналы, принимаемые первым и вторым рупорами, поступают в боковые плечи волноводного тройника T_1 . Разностный сигнал с отвода тройника поступает в разностный угломестный канал приемного устройства, а суммарный сигнал — в боковые плечи волноводного тройника T_3 . Сигналы, принимаемые третьим и четвертым рупорами, поступают в боковые плечи волноводного тройника T_2 . Разностный сигнал с отвода тройника поступает в разностный азимутальный канал приемного устройства, а суммарный сигнал — в другое боковое плечо волноводного тройника T_3 .

В волноводном тройнике T_3 формируется суммарный сигнал, который поступает в суммарный канал приемного устройства. Разностный сигнал с отвода волноводного тройника T_3 поступает на поглотительную нагрузку.

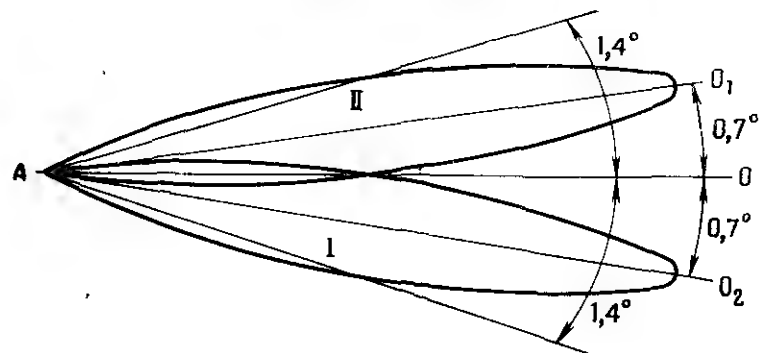


Рис. 28. Диаграмма направленности приемной антенны

Электрические параметры разностных диаграмм направленности идентичны. Диаграмма направленности, созданная рупорами O_1 и O_2 (в угломестной плоскости), показана на рис. 28. С помощью рупоров O_1 и O_2 формируются диаграммы I и II соответственно, ширина которых $1,4^\circ$ (по половинной мощности). Максимумы диаграммы смещены относительно равносигнального направления на $0,7^\circ$.

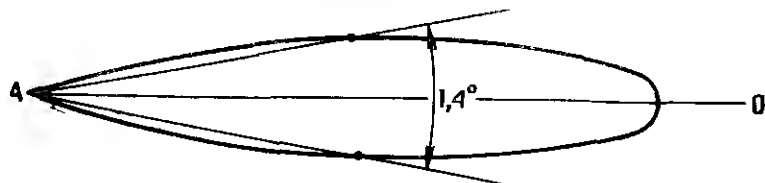


Рис. 29. Суммарная диаграмма направленности приемной антенны

В суммарном канале с помощью всех рупоров формируется диаграмма направленности с шириной $1,4^\circ$ (рис. 29). Суммарный канал используется для индикации сигналов, а также для работы следящих систем по скорости и дальности цели.

Соединительные волноводы приемного АВУ такого же типа, как и в канале передающего устройства.

Максимумы передающей и приемной антенн съюстированы между собой и направлены перпендикулярно к угломестной оси.

Применение в РПЦ непрерывного метода излучения высокочастотной энергии требует хорошей развязки ($\approx 100 \text{ дБ}$) между приемной и передающей антеннами. Развязка передающей и приемной антенн обеспечивается принятием следующих мер:

— облучение краев зеркал антенн ведется по нулевому уровню, что приводит к уменьшению боковых лепестков диаграмм направленности;

— антенны разделены между собой и от кабины с крепящими фермами металлическим Т-образным экраном.

Антенны имеют следующие пределы поворота: по азимуту — 360° , по углу места — $0-180^\circ$.

Антенно-фидерное устройство приема сигналов контрольных ответчиков ракет

АФУ приема сигналов контрольных ответчиков входит в состав антенного поста РПЦ и служит для приема сигналов контрольных ответчиков ракет и передачи их по фидеру РК-103 на вход приемного устройства КШ-158.

Антенна (рис. 30) работает в метровом диапазоне и относится к классу спиральных антенн. Ось антенны жестко свя-

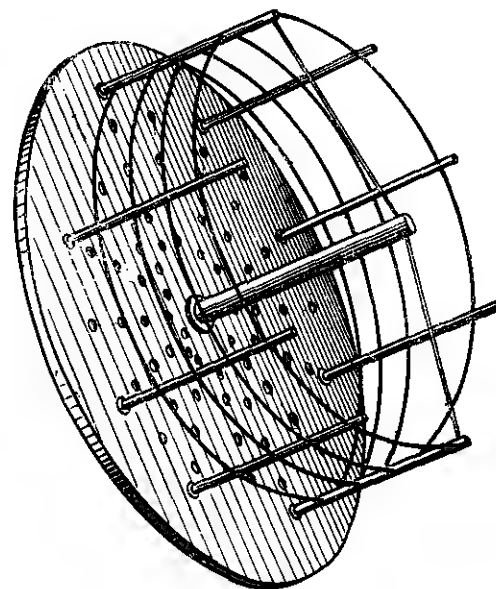


Рис. 30. Антенна приема сигналов контрольных ответчиков

зана с кабиной К-1 и имеет постоянный угол места, равный 20° .

Ориентация передающей бортовой антенны из-за маневров ракеты может быть самой различной. С целью надежного приема сигналов применена антенна с круговой поляризацией, которая создается за счет применения в качестве облучателя двухзаходной спирали. Рефлектор антенны обеспечивает формирование однолепестковой диаграммы направленности и выполнен в виде диска.

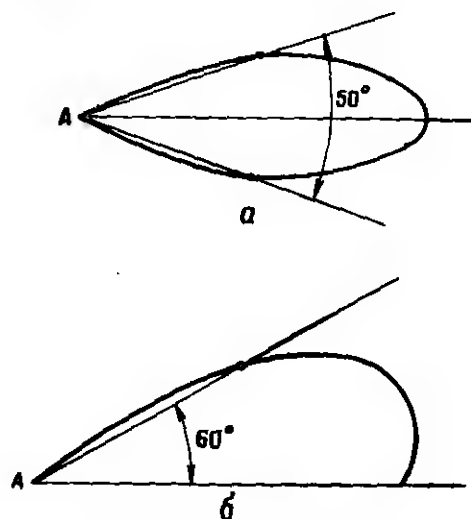


Рис. 31. Диаграмма направленности антенны приема сигналов контрольных ответчиков:
а — в горизонтальной плоскости; б — в вертикальной плоскости

Вид диаграммы направленности антенны в горизонтальной (а) и вертикальной (б) плоскостях показан на рис. 31.

Антенна обеспечивает прием сигналов контрольных ответчиков ракет в секторе 60° в угломестной плоскости и в секторе 50° в азимутальной плоскости.

Антенно-фидерное устройство канала опознавания

АФУ канала опознавания служит для излучения высокочастотных импульсных колебаний сигнала запроса, приема сигналов самолетного ответчика и передачи их на вход приемного устройства наземного радиозапросчика «Тантал-АН».

Облучатель канала опознавания расположен в облучателе передающей антенны (в блоке КА-142МТ) и состоит из двух уголкового отражателей, возбуждаемых с помощью пет-

леобразных шлейфовых вибраторов. Вибраторы расположены по обе стороны от рупора с насадкой в фокальной плоскости зеркала блока КА-141МТ. Шлейфы в облучателе расположены вертикально, что обеспечивает вертикальную поляризацию электромагнитного поля.

В качестве рефлектора АФУ канала опознавания используется рефлектор передающей антенны.

4. СИСТЕМА СИНХРОНИЗАЦИИ

Аппаратура системы синхронизации служит для выработки опорных напряжений, обеспечивающих согласование работы всех систем радиолокатора подсвета цели.

В состав системы синхронизации входят следующие элементы:

- генератор опорной частоты (блок КД-292);
- синхронизатор дальности (блок КД-291);
- синхронизатор обзора (блок КИ-291).

Генератор опорной частоты вырабатывает напряжение частоты $4,6475 \text{ МГц}$, которое используется в качестве исходного для формирования синхронизирующих импульсов в синхронизаторе дальности.

В генераторе применяется кварцевая стабилизация частоты генерируемых колебаний. Для исключения влияния изменений температуры и влажности внешней среды генератор вместе со стабилизирующим кварцем помещен в термостат. Термостат оборудован регулируемой схемой подогрева, которая поддерживает в термостате температуру 70°С .

Генератор опорной частоты размещен на панели блока КИ-2202 шкафа КИ-22 кабины К-2.

Синхронизатор дальности формирует следующие синхронизирующие импульсные напряжения:

- импульсы τ_{01} — импульсы запуска схемы переменной задержки следящей системы дальности;
- импульсы τ_0 — импульсы нулевой дальности;
- эталонные импульсы частоты 775 кГц для преобразователей временных интервалов в цифры;
- напряжение возбуждения для обеспечения АС по дальности.

Функциональная схема блока КД-291 показана на рис. 32, а основные эпюры напряжений приведены на рис. 33.

Рассмотрим работу блока по функциональной схеме.

Напряжение частоты $4,6475 \text{ МГц}$ (частоты кварца Д) поступает из блока КД-292 через блок КГ-251 на резонансный усилитель. С выхода резонансного усилителя напряжение частоты $f_{\text{исх}} = 4,6475 \text{ МГц}$ поступает на делитель частоты 1:6. После деления синусоидальное напряжение частоты $\frac{f_{\text{исх}}}{6}$ пре-

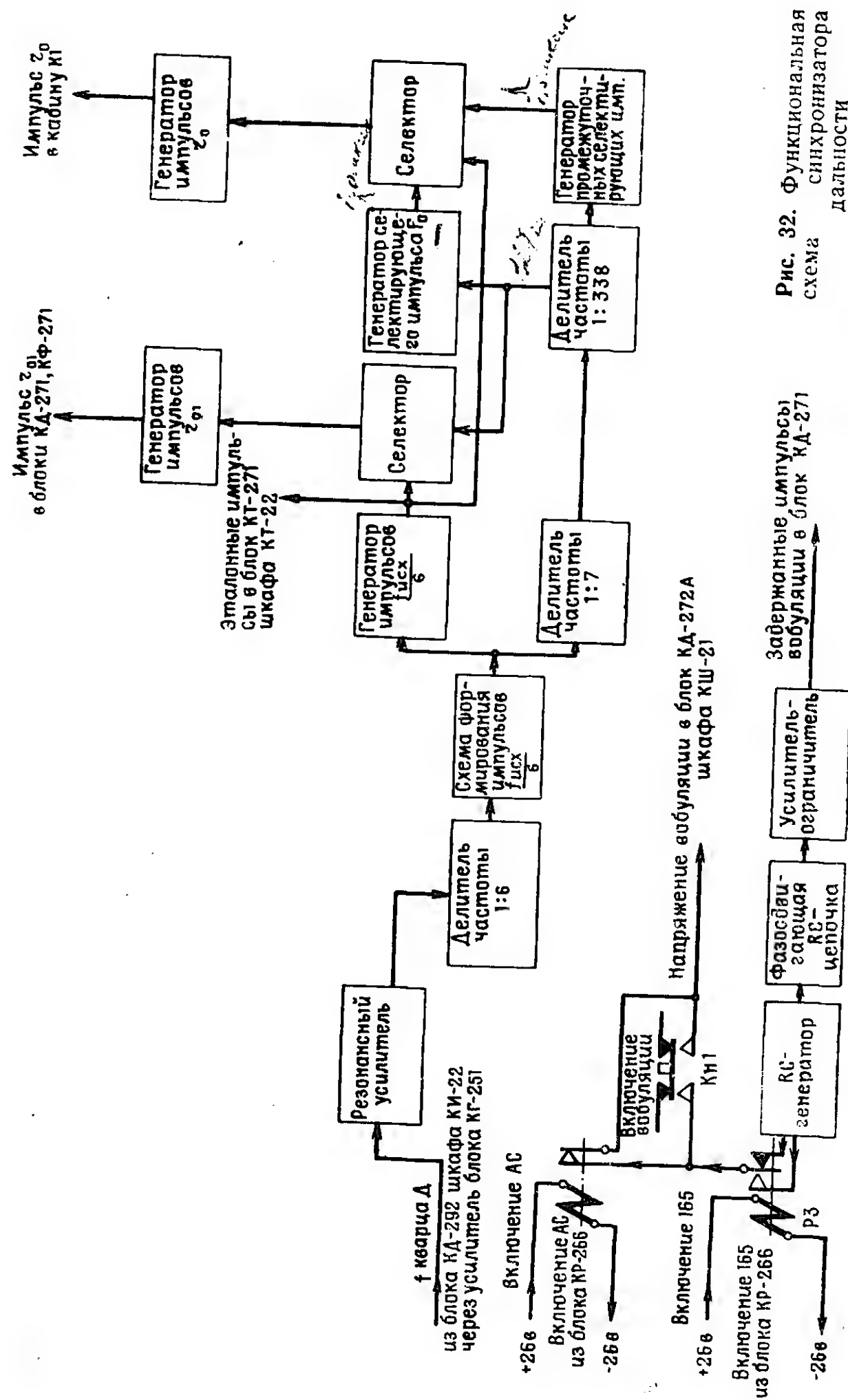


Рис. 32. Функциональная схема синхронизатора дальности

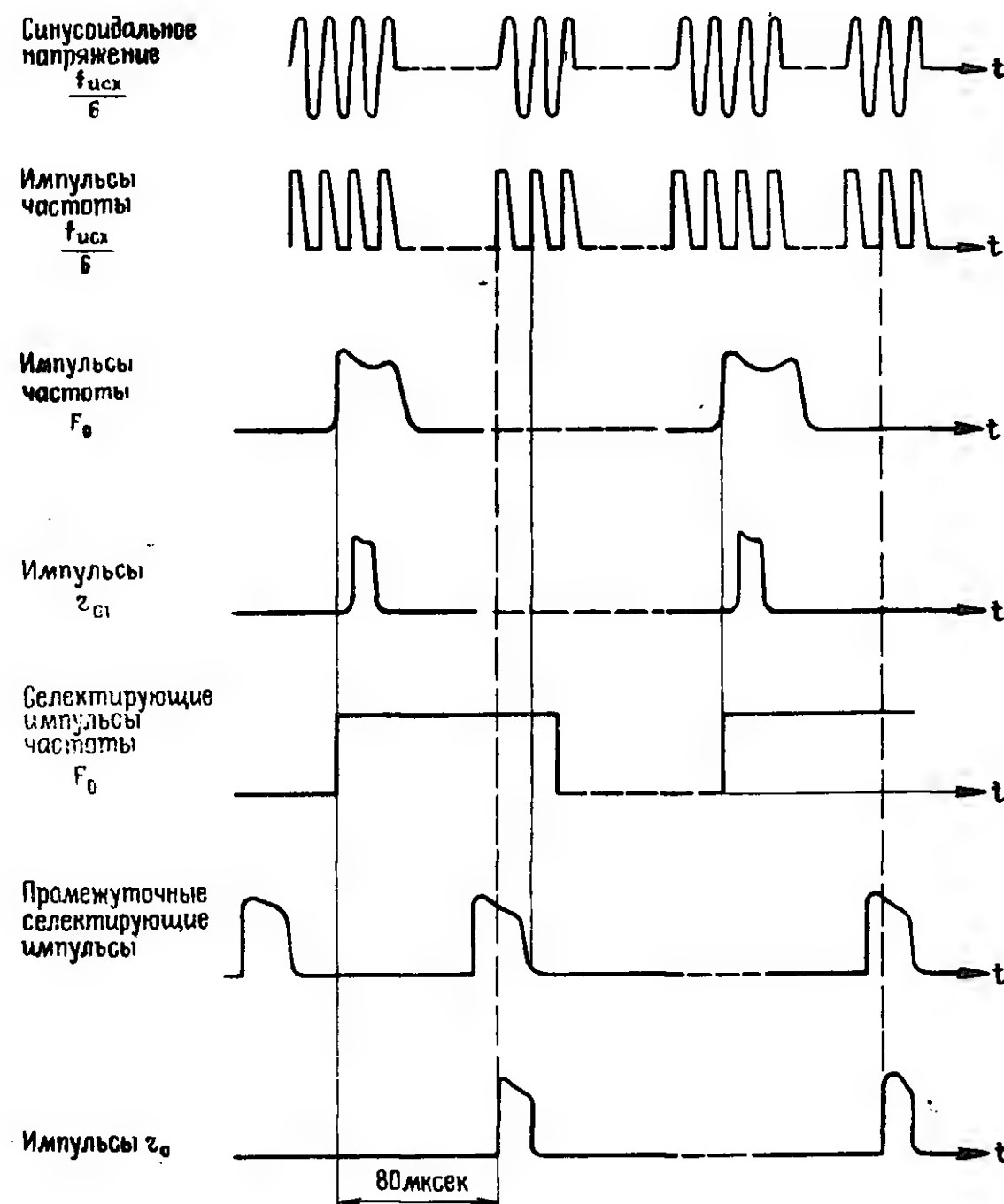


Рис. 33. Эпюры напряжений блока КД-291

образуется в импульсы этой же частоты и поступает на запуск генератора импульсов $\frac{f_{исх}}{6}$ и на делитель частоты 1:7.

С генератора импульсов $\frac{f_{исх}}{6}$ импульсы частоты 775 кГц выдаются в преобразователи временных интервалов в цифры (блок КТ-271 шкафа КТ-22) и на селекторы. С делителя частоты 1:7 импульсы поступают на делитель частоты 1:338. С выхода делителя 1:338 снимаются импульсы частоты $F=327$ гц, которые поступают на селектор и генератор селектирующего импульса.

Импульсы r_{01} и r_0 формируются путем селекции их из ряда импульсов частоты 775 кГц. Импульсы запуска генератора импульсов r_{01} вырабатываются в момент совпадения импульсов

частот 327 гц и 775 кГц на селекторе. Импульсы r_0 частоты 327 гц выдаются в следящую систему дальности (блок КД-271).

Формирование импульсов r_0 осуществляется за счет тройного совпадения импульсов. Генератор селектирующего импульса вырабатывает импульсы частоты F_0 длительностью примерно 100 мксек. Генератор промежуточного селектирующего импульса запускается выходными импульсами четвертого триггера делителя 1:338 и формирует импульсы длительностью 1,5 мксек, смещенные относительно импульсов F_0 на 80 мксек. Селектор производит выделение одного из импульсов частоты 775 кГц, который совпадает с обоими селектирующими импульсами.

Отселектированный импульс запускает генератор импульсов r_0 , которые выдаются в кабину К-1 на модулятор передающего устройства. Импульс r_0 используется для формирования тактовых и кодовых импульсов кода излучаемого сигнала.

Схема возбуждения состоит из RC-генератора, фазосдвигающей цепочки и усилителя-ограничителя. Генератор вырабатывает синусоидальное напряжение частоты 50 гц, которое выдается в блок КД-272 шкафа приемного устройства сопровождения КШ-21 для качания кода сопровождения.

Возбуждение кода сопровождения может быть включена нажатием кнопки или автоматически при переходе на АС по дальности. Через фазосдвигающую цепочку и усилитель-ограничитель напряжение возбуждения, ограниченное сверху и снизу (задержанные импульсы возбуждения), выдается в блок КД-271. Фазосдвигающая цепочка обеспечивает сдвиг по фазе задержанных импульсов возбуждения, равный задержке на протяжении возбуждения в тракте приемного устройства сопровождения.

Синхронизатор обзора служит для выработки синхронизирующих напряжений, управляющих работой каналов обзора по скорости и дальности, напряжений коммутации кодов и напряжений для индикаторов наведения и поиска.

В синхронизаторе формируются следующие импульсные напряжения:

- положительные импульсы частоты $f_0=40$ кГц: «Имп. 40 кГц запуск», «Имп. 40 кГц срыв», «Имп. срыв сел.»;

- положительные импульсы запуска селекторов приемного устройства и запуска развертки скорости индикаторов обзора и наведения частоты $f_1=400$ гц;

- положительные импульсы частоты $f_3=20$ гц, предназначенные для запуска программы связи ЦВМ с преобразователями цифр во временные интервалы (ПЦВИ) и преобразователями цифр в напряжения (ПЦН);

- положительные импульсы частоты $f_4=10$ гц, предназначенные для запуска программы связи преобразователей аналоговых величин с ЦВМ;

- положительные импульсы «Бланк. обзора» с частотой $f_4=10$ гц;

- положительные импульсы «Бланк. развертки Д» частоты $f_4=10$ гц;

- положительные импульсы коммутации гетеродинов обзора по скорости частоты $f_4=10$ гц;

- положительные импульсы «Имп. гашения поиск», с помощью которых обеспечивается гашение разверток индикаторов во время переходных процессов в гетеродинах обзора по скорости;

- напряжение коммутации кодов в виде симметричных прямоугольных (в режиме «Нониус») напряжений частоты $f_5=5$ гц или постоянных уровней напряжений (во всех остальных режимах).

Функциональная схема блока КИ-291 показана на рис. 34, а диаграммы напряжений на рис. 35.

Рассмотрим работу блока по функциональной схеме.

Задающий кварцевый генератор вырабатывает синусоидальное напряжение частоты 40 кГц и выдает его на обостритель. На обострителе синусоидальное напряжение преобразуется в импульсы частоты 40 кГц, которые поступают на запуск генератора импульсов частоты 40 кГц. Импульсы частоты 40 кГц проходят через линию задержки, с различных отводов которой они поступают на запуск генератора импульсов срыва селекторов, генератора импульсов запуска 40 кГц и генератора импульсов срыва 40 кГц.

Импульсы срыва селекторов выдаются в приемное устройство обзора (блок КШ-255А) и на делитель 1:100.

Импульсы запуска 40 кГц и импульсы срыва 40 кГц поступают в блоки индикаторов обзора и наведения (блоки КИ-236 и КИ-237), где используются для формирования импульсов гашения «звона». Задержка «Имп. 40 кГц срыв» относительно «Имп. 40 кГц запуск» на 10—12 мксек осуществляется в линии задержки.

Импульсы частоты 40 кГц после деления на делителе 1:100 поступают на запуск генератора импульсов 400 гц.

Импульсы частоты $f_1=400$ гц выдаются в индикаторы обзора и наведения (блок КИ-236 шкафа КИ-21 и блок КИ-237 шкафа КИ-22) для запуска развертки скорости, на запуск селекторов приемного устройства обзора (блок КШ-255А шкафа КШ-23) и на делитель 1:4.

Последующим делением формируются импульсы частот 100, 20 и 10 гц. Импульсы частоты 20 гц выдаются в блок

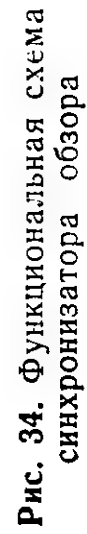


**Рис. 34. Функциональная схема
синхронизатора обзора**

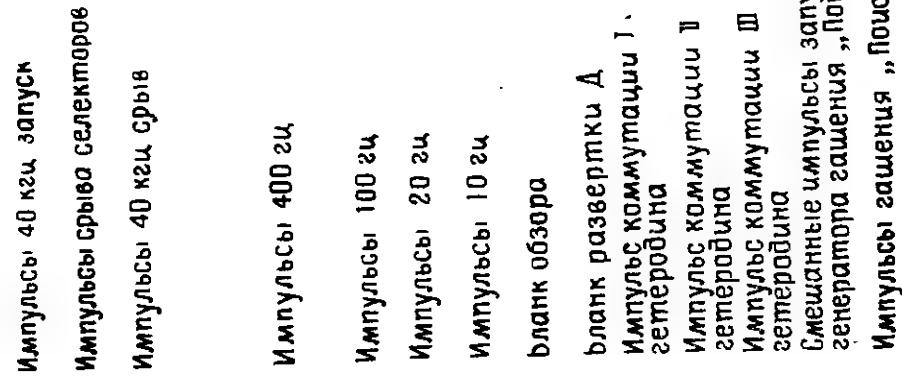


Рис. 35. Диаграммы напряжений блока КИ-291М

КТ-291М шкафа КИ-23, а импульсы частоты 10 гц — в блок КН-291 шкафа КТ-22. Кроме того, импульсы частоты 10 гц являются запускающими для генераторов бланка обзора, бланка развертки Д, импульсов коммутации первого гетеродина. Срыв всех указанных выше генераторов осуществляется импульсами частоты 100 гц.

Генератор бланка обзора вырабатывает импульсы длительностью 10 мсек, которые выдаются в следящую систему дальности (блок КД-271). В блоке имеются три генератора импульсов коммутации гетеродинов, которые последовательно во времени выдают в устройство выработки гетеродинных напряжений три импульса коммутации гетеродинов. Кроме того, 2-й и 3-й импульсы коммутации выдаются в блок индикатора наведения (блок КИ-237 шкафа КИ-22).

Генератор импульса коммутации первого гетеродина срывается четвертым импульсом частоты 100 гц.

Через дифференцирующую цепочку спадом 1-го импульса коммутации запускается генератор импульса коммутации второго гетеродина, а срыв генератора производится после запуска третьим импульсом частоты 100 гц.

Спадом импульса коммутации второго гетеродина запускается генератор импульса коммутации третьего гетеродина. Срыв генератора производится третьим импульсом частоты 100 гц.

Импульсы, соответствующие спаду импульсов коммутации первого и второго гетеродинов, поступают на смеситель, а с него на запуск генератора импульсов гашения «Поиск». Срыв генератора импульсов гашения «Поиск» производится очередными импульсами частоты 100 гц. Таким образом, генератор импульсов гашения «Поиск» формирует два импульса длительностью по 10 мсек.

Импульсы гашения «Поиск» выдаются в блоки индикаторов обзора и наведения (блоки КИ-236 и КИ-237). При включении режима «Нониус» импульсы частоты 10 гц поступают на генератор напряжений коммутации кодов. С генератора снимаются два противофазных напряжения типа «меандр» частоты 5 гц, которые подаются в блоки формирования кодов кабин К-1 и К-2.

При выключенном режиме «Нониус» с выхода генератора снимаются напряжения коммутации кодов в виде двух постоянных уровней: «Коммут. напр. I+90÷+120 в» и «Коммут. напр. II—15÷—25 в». При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ Б уровни этих двух напряжений взаимно меняются, что необходимо для контроля работы кодовых блоков.

5. ПЕРЕДАЮЩЕЕ И ПРИЕМНОЕ УСТРОЙСТВА

Передающее устройство

Передающее устройство РПЦ служит для генерирования непрерывных высокочастотных колебаний с модуляцией фазы по закону кода или без нее.

Передающее устройство состоит из следующих основных элементов: возбуждателя, модулятора, смесителя и выходного усилителя.

Упрощенная блок-схема и основные связи элементов передающего устройства показаны на рис. 36.

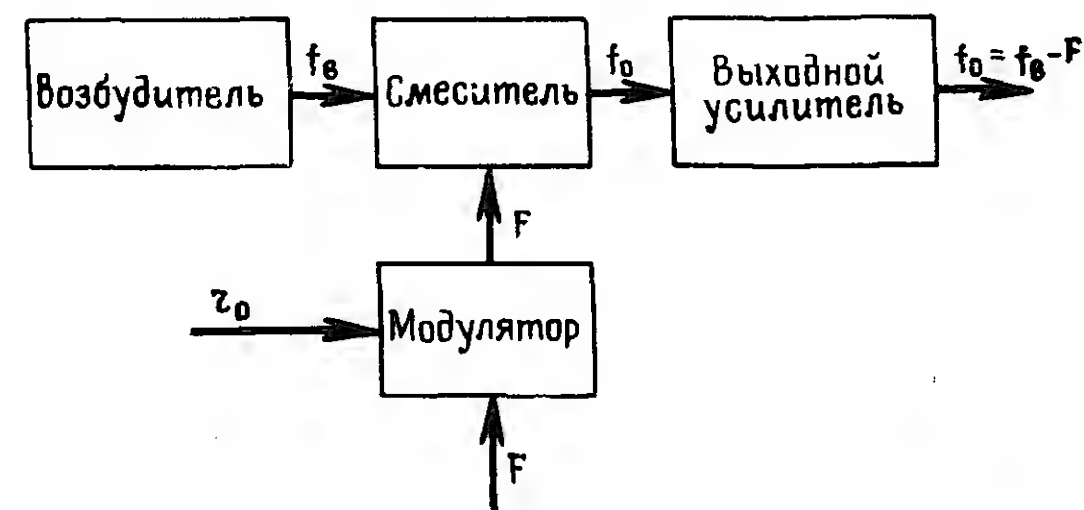


Рис. 36. Упрощенная блок-схема передающего устройства

Возбудитель передающего устройства создает высокостабильное по частоте напряжение f_v и выдает его на смеситель. На второй вход смесителя поступает напряжение частоты F с модулятора. Модулятор формирует напряжение кода, привязанное по времени к опорным импульсам нулевой дальности f_0 , и в соответствии с законом изменения этого напряжения производит модуляцию фазы колебаний частоты F , поступающих из устройства выработки гетеродинных напряжений. На смесителе с помощью напряжения частоты F производится преобразование сигнала частоты f_v в сигнал частоты $f_0 = f_v - F$, фаза которого изменяется по закону изменения фазы сигнала, формируемого в модуляторе. Сигнал частоты f_0 поступает на выходной усилитель, где усиливается по мощности, и по волноводному тракту поступает в передающую антенну для излучения в пространство.

Возбудитель передающего устройства состоит из следующих основных узлов:

- волноводной части системы фазовой автоматической подстройки частоты (блока КГ-122);
- электронной части системы фазовой автоматической подстройки частоты (блока КГ-123);

- волномера (блока КБ-121);
- задающего кварцевого генератора (блока КГ-191);
- умножителя частоты (блока КГ-121).

Функциональная схема возбудителя показана на рис. 37.

Задающий кварцевый генератор генерирует высокостабильные колебания частоты $f_{\text{зад}}$. Для исключения влияния изменений температуры и влажности на стабильность частоты генератор вместе с буферным каскадом помещен в термостат, в котором поддерживается температура 70°C . В связи с тем что для установившегося режима термостатирования требуется предварительный прогрев термостата в течение около 2 ч, предусмотрен дежурный режим.

Перестройка частоты задающего кварцевого генератора осуществляется заменой кварца и перестройкой анодного контура. Анодный контур перестраивается с помощью подстроечного конденсатора и сердечника катушки индуктивности, которые обеспечивают подстройку частоты задающего генератора для всех фиксированных частот рабочего диапазона.

Кроме того, с задающего генератора снимается сигнал частоты $f_{\text{кв. зад}}$, который выдается в модулятор (шкаф КМ-11) для формирования сигнала $f_{\text{кв. зад ГСН}}$.

Сигнал частоты $f_{\text{зад}}$ выдается на умножитель частоты. Умножитель частоты представляет собой два последовательно включенных каскада утроения частоты, собранных на лампах, и кристаллический умножитель (детектор). Сигнал частоты $f_{\text{зад}}$ после двукратного утроения, имея частоту $f' = f_{\text{зад}} \times 3 \times 3$, поступает на кристаллический умножитель. На кристаллическом умножителе производится умножение частоты f' в n раз. Напряжение с выхода кристаллического умножителя подается на смеситель, на второй вход которого поступает высокочастотный сигнал $f_{\text{в}}$ с клистронного генератора К-89. В результате преобразования на нагрузке смесителя выделяется сигнал частоты $f_{\text{п. ч}} = f_{\text{в}} - f'n$.

Напряжение частоты $f_{\text{п. ч}}$ усиливается на УПЧ и поступает на фазовый детектор. Одновременно на фазовый детектор поступает напряжение с кварцевого генератора опорной частоты $f_{\text{оп. возб}} = 17,820 \text{ МГц}$.

На фазовом детекторе вырабатывается напряжение $u_{\text{д}}$, пропорциональное разности фаз сравниваемых сигналов.

Зависимость напряжения, снимаемого с выхода детектора, от величины фазового сдвига $\Delta\varphi = \varphi_{\text{оп}} - \varphi_{\text{п. ч}}$ показана на рис. 38.

Напряжение $u_{\text{д}}$ после усиления в УПТ подается на отражатель клистрона К-89 для регулирования частоты $f_{\text{в}}$ генерируемых колебаний.

Из характеристики фазового детектора следует, что при $u_{\text{д}} = 0$ $\Delta\varphi = 0$. При этом $f_{\text{п. ч}} = f_{\text{оп}}$.

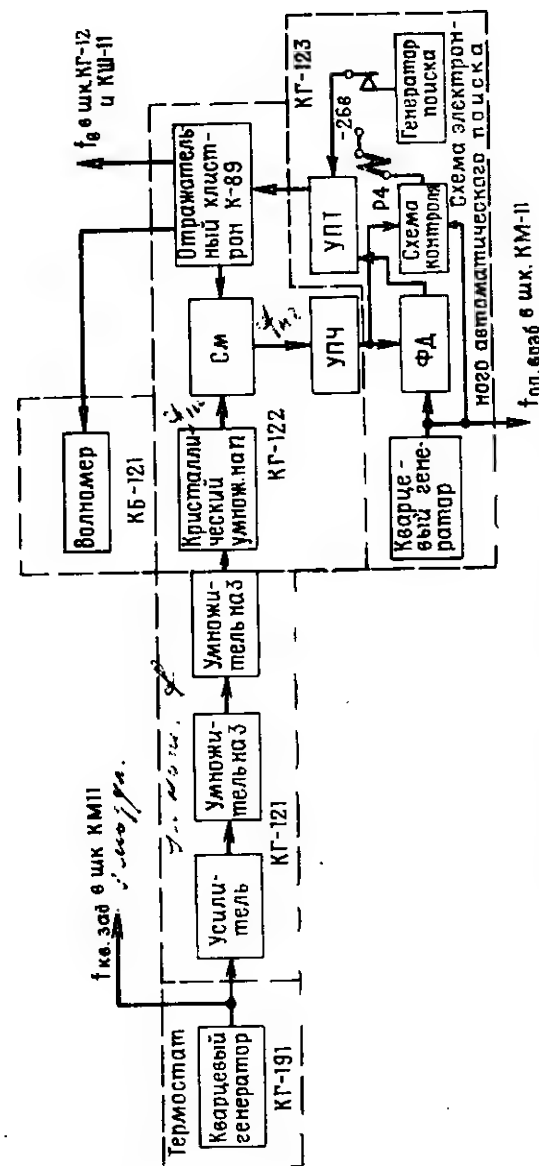


Рис. 37. Упрощенная функциональная схема возбудителя

Из выражения $f_n = f'n + f_{п.ч} = f_{зд} \times 3 \times 3 \times n + f_{п.ч}$ следует, что стабильность частоты клистронного генератора определяется стабильностью частот, вырабатываемых задающим и опорным кварцевыми генераторами.

С выхода кварцевого генератора опорной частоты снимается сигнал $f_{оп. возб.}$, который подается в модулятор (шкаф КМ-11) для формирования сигнала частоты $f_{оп. гсн.}$.

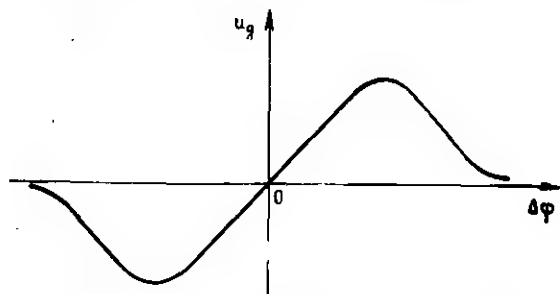


Рис. 38. Характеристика фазового детектора

Правильность настройки возбуждителя на нужную частоту контролируется с помощью волномера.

Для обеспечения захвата в системе фазовой автоматической подстройки предусмотрена схема электронного автоматического поиска. Напряжение поиска частоты 1—3 гц вырабатывается RC-генератором и подается на вход усилителя постоянного тока. Подключение напряжения поиска к УПТ для осуществления захвата и отключение от УПТ после захвата осуществляются автоматически.

С выхода клистронного генератора К-89 напряжение частоты f_n по волноводному тракту подается на вход усилителя мощности передающего устройства и распределитель первого гетеродинного напряжения приемного устройства.

Волноводный тракт передачи энергии от возбуждителя к смесителю и в высокочастотную часть приемного устройства состоит из следующих основных узлов:

- поворотного сочленения (блока КА-111);
- блока распределения энергии КА-112;
- соединительных волноводов с герметизирующими заслонками;
- блока наполнения воздухом.

Схема волноводного тракта показана на рис. 39.

Высокочастотная энергия от возбуждителя по соединительным волноводам поступает в поворотное сочленение, предназначенное для передачи высокочастотной энергии в аппаратуру контейнера, который вращается по углу места.

Поворотное сочленение выполнено на жесткой коаксиальной линии. С выхода поворотного сочленения энергия поступает в распределительное устройство, представляющее собой свернутый двойной волноводный тройник, и после распределения выдается в смеситель передающего устройства и на распределитель первого гетеродинного напряжения приемного устройства.

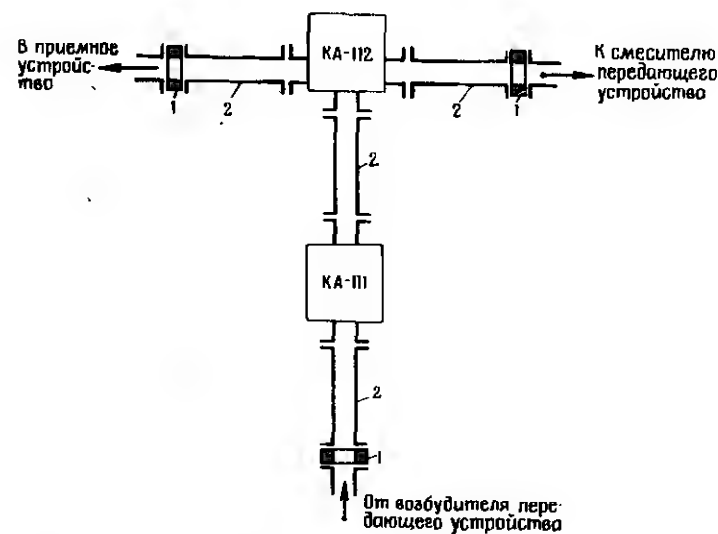


Рис. 39. Волноводный тракт:
1 — заслонка; 2 — соединительный волновод

Волноводный тракт герметизирован и находится под небольшим избыточным внутренним давлением воздуха (0,1—0,3 атм). Избыточное давление воздуха гарантирует защиту от проникновения в волноводный тракт пыли, влаги и позволяет контролировать состояние герметичности тракта.

Модулятор передающего устройства обеспечивает формирование сигнала частоты $F = 27,885$ Мгц с модуляцией фазы по закону кода или без модуляции в зависимости от режима работы РПЦ.

Модулятор в соответствии с режимами работы РПЦ может формировать сигнал частоты F в монохроматическом режиме, режиме полной фазовой модуляции и режиме половинной фазовой модуляции.

При определении дальности до цели модулятор работает в режиме фазокодовой манипуляции либо с низкой разрешающей способностью по дальности (режим «55»), либо с повышенной разрешающей способностью (режим «165»).

Частота тактовых и кодовых импульсов режима «165» в три раза выше частоты соответствующих импульсов режима «55».

В модуляторе также формируются сигналы частоты $f_{оп. ГСН}$ и частоты $f_{нв. зад. ГСН}$, для аппаратуры головок самонаведения.

Модулятор состоит из следующих основных узлов:

- схемы формирования тактовых и кодовых импульсов основной шкалы — шкалы А (блока КД-272А);
- схемы формирования тактовых и кодовых импульсов нониусной шкалы — шкалы Б (блока КД-272Б);
- схемы фазового манипулятора (блока КЛ-251А);
- схемы выработки опорных напряжений (блока КГ-151).

Рассмотрим работу модулятора передающего устройства (рис. 40).

Импульсы r_0 , вырабатываемые в синхронизаторе дальности блока КД-291, поступают на вход блока КД-272А.

LC-генератор блока КД-272А генерирует электрические колебания частоты $f_{к2}$, которые преобразуются в импульсы кодовой частоты $f_{к2}$ в генераторе кодовых импульсов.

Импульсы частоты $f_{к2}$ в режиме «165» через нормально замкнутые контакты реле Р1 и генератор кодовых импульсов выдаются в блок КЛ-251А.

Кроме того, импульсы частоты $f_{к2}$ выдаются в генератор кодовых импульсов частоты $f_{к1}$, представляющий собой делитель 1:3 и генератор тактовых импульсов частоты $f_{т2}$.

С выхода делителя 1:3 снимаются импульсы частоты $f_{к1}$, которые в режиме «55» (реле Р1 запитано) через генератор кодовых импульсов выдаются в блок КЛ-251А. Одновременно эти импульсы подаются на генератор тактовых импульсов частоты $f_{т2}$, представляющий собой делитель 1:5. На входе генератора частоты $f_{т2}$ осуществляется «привязка» импульсов частоты $f_{т2}$ к импульсам частоты $f_{к2}$.

Отселектированные импульсы частоты $f_{т2}$ с выхода генератора подаются:

- на делитель 1:n, с выхода которого снимаются импульсы r_n , поступающие на дискриминатор следящей системы LC-генератора;
- на генератор тактовых импульсов частоты $f_{т1}$, представляющий собой делитель 1:3, с выхода которого снимаются импульсы частоты $f_{т1}$ и в режиме «55» выдаются в блок КЛ-251А;
- в блок КЛ-251А через нормально замкнутые контакты реле Р1 при работе в режиме «165».

В блоке КД-272А число n выбрано равным 504.

В следящую систему LC-генератора входят: дискриминатор, фильтр, LC-генератор с реактивной лампой, делители частоты 1:3, 1:5, 1:n.

На вход дискриминатора подаются импульсы r_0 , вырабатываемые в блоке КД-291, и импульсы r_n с выхода делителя 1:n.

Если LC-генератор генерирует колебания частоты $f_{к1}$, то импульсы r_n имеют частоту, равную частоте повторения импульсов r_0 .

При уходе частоты LC-генератора с выхода дискриминатора снимается напряжение сигнала ошибки, пропорциональное величине рассовмещения импульсов r_n и r_0 . Напряжение с выхода дискриминатора через фильтр подается на реактивную лампу, выполняющую роль переменной емкости контура LC-генератора, производя подстройку LC-генератора. В результате LC-генератор вырабатывает колебания частоты $f_{к2}$, а частота импульсов r_n будет равна частоте импульсов r_0 .

Таким образом, с выхода блока КД-272 в режиме «165» снимаются импульсы частот $f_{т2}$ и $f_{к2}$, а в режиме «55» — частот $f_{т1}$ и $f_{к1}$, которые поступают на соответствующие коммутаторы блока КЛ-251А.

Блок КД-272Б по устройству аналогичен блоку КД-272А. Отличие заключается в том, что деление тактовых импульсов частоты $f_{т2}$ производится на $(n+3)$. Импульсы r_n сравниваются по фазе на дискриминаторе с импульсами R_0 . При этом, чтобы выполнить условие равенства частот импульсов r_n и R_0 , LC-генератор вырабатывает электрические колебания, частота которых выше, чем частота колебаний LC-генератора блока КД-272А.

При включении режима точного нониуса коэффициент деления делителя изменяется и становится равным $(n+m)$. Соответственно меняется и частота LC-генератора.

Импульс R_0 формируется схемой управления импульсами R_0 и до включения режима управления совпадает с импульсом r_0 . При включении режима управления импульс R_0 может быть смещен относительно импульса r_0 на величину, кратную длительности тактового интервала основной шкалы, путем изменения управляющего напряжения, поступающего с блока управления по дальности и скорости.

Тактовые импульсы блоков КД-272А и КД-272Б поступают на соответствующие коммутаторы блока КЛ-251А.

В основном режиме коммутирующее напряжение I, имеющее положительный уровень, обеспечивает пропускание на схемы формирования селекторных импульсов, только импульсов с блока КД-272А; коммутаторы тактовых и кодовых импульсов Б закрыты отрицательным уровнем коммутирующего напряжения II.

При включении режима «Нониус» коммутирующие напряжения с частотой 10 гц меняют свой уровень с положительно-го на отрицательный и наоборот, чем обеспечивается чередование с этой же частотой тактовых импульсов, поступающих с блоков КД-272А и КД-272Б на вход схем формирования селекторных импульсов.

Схемы формирования селекторных импульсов являются линиями задержки, с отводов которых снимаются селекторные импульсы, поступающие через соответствующие коммутаторы на селекторы. Коммутаторы 165, 55 формируют селекторные импульсы в соответствии с командой, поступающей на реле РЗ. При включении режима «ТН» («Точный пониус») работой коммутаторов 165 и ТН управляет коммутирующее напряжение П. На вторые выходы селекторов через коммутаторы кодовых импульсов поступают кодовые импульсы, вырабатываемые в блоках КД-272А и КД-272Б. Коммутация аналогична коммутации тактовых импульсов.

В момент совпадения соответствующих селекторных импульсов с кодовыми вырабатываются импульсы, которые через усилители поступают на триггер и обеспечивают формирование напряжения кода. Закон изменения напряжения кода определяется величиной задержки селекторных импульсов, снимаемых с отводов линии задержки.

Напряжение частоты F , поступающее в блок КЛ-251А для модуляции по фазе, формируется в блоке КГ-151 из напряжения частоты $f = 9,295$ Мгц, вырабатываемого в устройстве гетеродинных напряжений, путем умножения на 3.

Напряжение частоты F поступает на две линейки усиления, одна из которых выполнена на одном каскаде, а другая — на двух. Так как в режимах «ФКМ» выходы линеек подключаются на выход поочередно, то в моменты переключения происходит скачок фазы выходного сигнала на 180° . За счет дополнительной расстройки контуров усилителей фазовый сдвиг выходного сигнала будет равен 150° (75°). Коммутация выходов усилительных линеек осуществляется коммутирующими каскадами.

В монохроматическом режиме коммутирующий каскад 1 открыт, а коммутирующий каскад 2 закрыт. Напряжение частоты F , не модулированное по фазе, выдается через выходной каскад на смеситель передатчика.

В режиме манипуляции срабатывают реле Р5 и Р6, и управление коммутирующими каскадами ведется с помощью напряжения кода. При этом с выхода блока снимается напряжение частоты F с фазой φ или с фазой $\varphi + 150^\circ$.

При включении режима половинной манипуляции срабатывает реле Р7 и меняется сдвиг по фазе с 150° до 75° .

В блоке КГ-151 также вырабатываются:

- напряжение частоты $f_{оп. гсн} = F - f_{оп}$ из напряжений частот f и $f_{оп}$, поступающих из возбуждителя передатчика;
- напряжение частоты $f_{из. зад. гсн} = f_{зад} - 6 f_{оп. гсн}$;
- импульсы R_0 запуска наземного радиозапросчика «Тантал-АН».

Напряжения частот $f_{оп. гсн}$ и $f_{из. зад. гсн}$ выдаются в кабину подготовки старта.

Смеситель и выходной усилитель передающего устройства размещаются в шкафу КГ-12М, установленном в контейнере антенного поста.

Высокочастотный сигнал частоты f_b с возбуждителя и сигнал частоты F с модулятора поступают на смеситель, где происходит преобразование по частоте и «навязывание» высокочастотному сигналу, снимаемому со смесителя, фазы модулирующего напряжения.

Смеситель передающего устройства собран на 5-резонаторном пролетном клистроне — приборе КУ-108.

Высокочастотный сигнал с возбуждителя подается во входной резонатор клистрона. К управляющему электроду клистрона подводится напряжение частоты F , которое модулирует по амплитуде электронный луч клистрона. Электроны промодулированного по амплитуде луча, проходя через сетки первого резонатора, получают модуляцию по скорости под воздействием напряжения, поданного во входной резонатор с возбуждителя. Модуляция электронов по скорости при дальнейшем их движении в пространстве приводит к модуляции электронного луча по плотности.

Таким образом, электроны, проходящие через сетки второго резонатора, оказываются сгруппированными по плотности, а под воздействием напряжения частоты F электронный луч оказывается промодулированным по амплитуде. В зависимости от настройки второго и последующих резонаторов на выходе клистрона может быть выделено напряжение одной из трех частот: f_b ; $f_b + F$ или $f_b - F$.

Все резонаторы, кроме первого, настроены на частоту $f_0 = f_b - F$. Следовательно, с выхода смесителя снимается напряжение частоты $f_0 = f_b - F$, фаза которого изменяется по закону изменения фазы напряжения частоты F .

Высокочастотный сигнал по волноводному тракту поступает на выходной усилитель, где производится основное усиление сигнала по мощности. Усилитель мощности собран на 4-резонаторном пролетном клистроне — приборе КУ-307. Фокусировка луча в клистроне осуществляется электромагнитной системой. Все резонаторы настроены на частоту f_0 , чем обеспечивается высокий коэффициент усиления (40—45 дб).

Полоса пропускания клистрона составляет около 10 Мгц, чем обеспечивается усиление модулированного сигнала без искажения скачков фазы.

Высокочастотный сигнал с выхода клистронного усилителя мощности поступает в волноводный тракт передающей антенны через гибкие секции, которые уменьшают влияние ударных нагрузок и вибраций на работу клистрона.

В передающем устройстве предусмотрено жидкостное охлаждение коллектора, резонаторов и электромагнитной системы прибора КУ-307, а также коллектора и резонаторов прибора КУ-108. Охлаждающая жидкость принудительно циркулирует в замкнутой системе трубопроводов. В качестве охлаждающей жидкости используется антифриз «65». С помощью специальной системы терморегулирования температура жидкости, охлаждающей резонаторы клистронов, поддерживается в пределах $70 \pm 5^\circ\text{C}$.

Приемное устройство

Приемное устройство обеспечивает прием, преобразование и усиление сигналов, отраженных от цели. Так как станция работает в режиме непрерывного излучения, то приемное устройство имеет ряд специфических особенностей:

- для повышения потенциала станции и улучшения ее помехозащищенности полоса пропускания приемного устройства выбрана узкой (200 гц);

- для того чтобы вести сопровождение любой цели в рабочем диапазоне скоростей, в приемном устройстве предусмотрена компенсация доплеровской составляющей частоты в принятом сигнале;

- для обеспечения нормальной работы в режиме фазокодовой манипуляции входные элементы приемного устройства имеют широкую полосу пропускания и перед элементами с узкой полосой пропускания производится свертка спектра сигнала;

- для обеспечения обнаружения, выбора и захвата на сопровождение цели, а также для наблюдения за обстановкой в районе сопровождаемой цели наряду с приемным устройством сопровождения имеется приемное устройство обзора.

Приемное устройство состоит из высокочастотной части, размещенной в контейнере антенного поста, и низкочастотной части, размещенной в аппаратной кабине.

Высокочастотная часть приемного устройства обеспечивает усиление и частотную селекцию высокочастотных сигналов, преобразование их в сигналы промежуточной частоты с последующим предварительным усилением по промежуточной частоте.

Высокочастотная часть является общей для приемных устройств сопровождения и обзора и имеет три одинаковых по устройству канала: суммарный и два разностных.

Функциональная схема приемного устройства показана на рис. 41.

Суммарный и разностные сигналы по волноводному тракту поступают в волноводные переключатели соответствующих каналов. Ввиду идентичности каналов рассмотрим один из них.

Волноводный переключатель обеспечивает подключение к входу УВЧ антенно-волноводного тракта или генератора шумов. Генератор шумов предназначен для создания калиброванных по мощности шумовых колебаний, которые используются для измерения собственных шумов приемного устройства. Управление переключением может осуществляться вручную или дистанционно с помощью электромагнита.

Сигнал с выхода волноводного переключателя поступает на УВЧ, собранный на лампе бегущей волны типа УВ-16. После усиления по высокой частоте сигнал выдается в преселектор, в котором производится частотная селекция сигналов, отраженных от цели. Конструктивно преселектор представляет собой цилиндрический резонатор. Настройка резонатора на нужную частоту производится специальным поршнем. По своим электрическим свойствам резонатор эквивалентен фильтру с двумя резонансными контурами, настроенными на одну частоту. Для регулировки связи между контурами и для выравнивания резонансных характеристик имеются специальные штыри.

Отселектированный сигнал с выхода преселектора поступает на первый смеситель. На второй вход смесителя поступает гетеродинное напряжение с распределителя первого гетеродинного напряжения.

На распределитель напряжение частоты $f_{г1} \approx f_b$ поступает с возбuditеля передающего устройства. В распределителе предусмотрена регулировка амплитуды гетеродинного напряжения.

Смеситель обеспечивает преобразование высокочастотных сигналов, отраженных от цели, в сигналы первой промежуточной частоты. Смеситель собран по балансной антишумовой схеме.

Сигнал цели первой промежуточной частоты поступает в предварительный усилитель промежуточной частоты, где производится предварительное усиление сигнала перед выдачей его в приемные устройства сопровождения и обзора. ПУПЧ состоит из четырех каскадов усиления. Первый и четвертый каскады настроены на частоту $f_{п.ч1} = 28 \text{ Мгц}$. Второй и третий каскады представляют собой расстроенную двойку. Второй каскад настроен на частоту 24 Мгц , третий — на частоту 32 Мгц .

С выхода четвертого каскада усиленный сигнал первой промежуточной частоты $f_{п.ч1} = 27,885 \text{ МГц}$ поступает на согласующий каскад и с него через высокочастотный токосъемник выдается в аппаратную кабину на входные каскады приемных устройств сопровождения и обзора.

Элементы высокочастотной части приемного устройства размещены в шкафах КШ-11, КШ-16 и в блоке КШ-152. Шкаф КШ-11 установлен в контейнере антенного поста, в нем размещаются все элементы высокочастотного тракта. Шкаф КШ-16 установлен в большом отсеке кабины, в нем размещаются элементы, обеспечивающие дистанционное включение и контроль токов смесителей шкафа КШ-11, включение вентиляции, а также блоки питания согласующих каскадов. Согласующие каскады (блоки КШ-152) размещены в среднем отсеке кабины К-1 на низкочастотном токосъемнике.

Низкочастотная часть приемного устройства состоит из двух параллельно действующих приемных устройств: приемного устройства обзора, приемного устройства сопровождения — и устройства выработки опорных и гетеродинных напряжений.

Приемное устройство обзора служит для приема сигналов, поступающих с высокочастотной части приемного устройства, их усиления и преобразования по частоте. Благодаря созданию специальных гетеродинных напряжений в приемном устройстве обзора обеспечивается прием сигналов, отраженных от целей, в широком диапазоне скоростей и дальностей.

В приемное устройство обзора входят следующие основные узлы:

- свертывающее устройство по дальности (блок КШ-251);
- предварительный селектор по скорости (блок КШ-254);
- блоки точных селекторов по скорости (блоки КШ-255А — КШ-255К);
- главный усилитель (блок КШ-256);
- устройство формирования второго гетеродинного напряжения — кода обзора (блоки КД-272А, КД-272Б, КЛ-251).

Разностные и суммарный сигналы поступают на входные усилители приемного устройства обзора и после усиления выдаются на вторые смесители. Гетеродинным напряжением на вторых смесителях является код обзора. С частотой 10 гц происходят свертка спектра сигналов и преобразование по частоте.

Сигналы с выходов вторых смесителей частоты $f_{п.ч2}$ поступают на режекторные фильтры.

Частотная характеристика режекторного фильтра показана на рис. 42.

Режекторные фильтры пропускают без ослабления сигналы, отраженные от движущихся целей, т. е. имеющие приращение частоты за счет эффекта Доплера — Белополюского, и вырезают сигналы с нулевым доплеровским приращением.

С выходов режекторных фильтров сигналы через усилительные и коммутирующие каскады поступают на третий смеситель.

Коммутирующие каскады в режиме боевой работы обеспечивают выдачу на вход третьего смесителя суммарного сигнала. В режиме «КС» на вход третьего смесителя может быть подан сигнал с одного из разностных каналов.

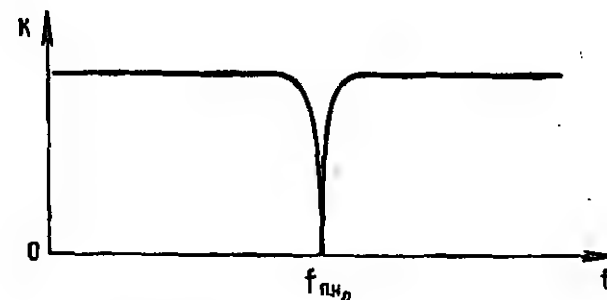


Рис. 42. Характеристика режекторного фильтра

Гетеродинным напряжением $f_{г11}$ является напряжение, поступающее из следящей системы скорости. При боевой работе частота гетеродинного напряжения меняется в соответствии с величиной доплеровского приращения, поэтому на третьем смесителе помимо преобразования по частоте производится компенсация доплеровского приращения.

С выхода третьего смесителя сигнал частоты $f_{п.ч3}$ через усилитель поступает на входы девяти кварцевых фильтров грубой селекции. Каждый кварцевый фильтр имеет полосу пропускания $2\Delta f = 2 \text{ кГц}$. Резонансные частоты фильтров могут быть определены из выражения

$$f_p = (3125 + 2n \pm 0,2) \text{ кГц},$$

где n — порядковый номер фильтра.

Все фильтры перекрывают диапазон частот 18 кГц.

Сигнал цели, снимаемый с выхода третьего смесителя, имеет частоту 3135 кГц, если выполнено условие компенсации доплеровского приращения к частоте; он проходит через пятый фильтр грубой селекции.

С выходов фильтров грубой селекции сигналы поступают на четвертые смесители, где преобразуются по частоте с помощью гетеродинного напряжения $f_{г14}$, и выдаются в блоки точной селекции по частоте (КШ-255А — КШ-255К).

Блоков точной селекции по частоте всего 9 — по числу каналов грубой селекции. Каждый блок имеет 10 фильтров точной селекции. Общее число фильтров точной селекции — 90. Каждый фильтр имеет полосу пропускания $2\Delta f = 200$ гц. Резонансная частота настройки фильтров определяется из выражения

$$f_p = (320,9 + 0,2n \pm 0,03) \text{ кгц},$$

где n — порядковый номер фильтра.

С выходов фильтров точной селекции сигналы поступают на усилительные каскады, которые в исходном состоянии закрыты и открываются импульсами, поступающими со схемы коммутации.

Схема коммутации состоит из 90 мультивибраторов. Первый мультивибратор запускается согласованно с запуском развертки скорости импульсами частоты 400 гц, вырабатываемыми синхронизатором обзора. Срыв мультивибраторов осуществляется импульсами срыва частоты 40 кгц. Запуск каждого следующего мультивибратора производится спадом предыдущего мультивибратора. Спадом последнего мультивибратора (90-го) производится срыв развертки скорости. Таким образом обеспечивается открывание усилительных каскадов согласованно с образованием развертки скорости (рис. 43).

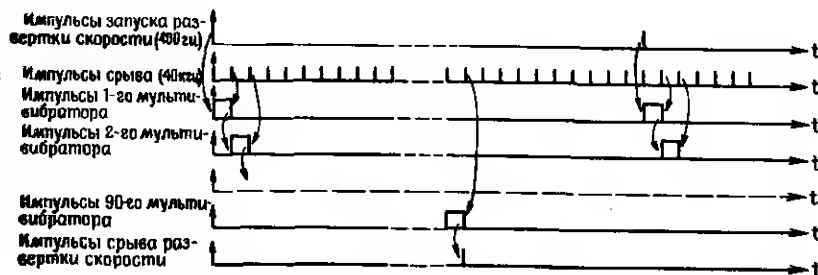


Рис. 43. Формирование импульсов коммутации точных селекторов

Сигналы с выхода блоков точной селекции поступают на главный усилитель, где производится их усиление. Далее сигналы выдаются на индикаторы РПЦ и выносные индикаторы, расположенные в кабине К-9.

В блоке КШ-256 предусмотрена возможность автоматического регулирования усиления и дистанционного ручного регулирования усиления с пульта оператора наведения по дальности и скорости.

Приемное устройство сопровождения служит для селекции сигналов цели по дальности и скорости, их усиления и преобразования по частоте. Сигналы с выхода приемного устройства сопровождения используются для автоматического

сопровождения цели по дальности, скорости и угловым координатам.

В приемное устройство сопровождения входят следующие основные узлы:

- свертывающее устройство по дальности (блок КШ-251);
- свертывающее устройство по скорости и частотный селектор (блок КШ-252);
- главный усилитель сигналов (блок КШ-253);
- устройство формирования кода сопровождения (блоки КД-272А, КЛ-251).

Приемное устройство сопровождения имеет три аналоговых канала: один суммарный и два разностных.

Суммарный и разностные сигналы частоты $f_{п.ч.}$ из кабины К-1 поступают на усилители соответствующих каналов, а после их усиления — на вторые смесители. Во вторых смесителях производится свертка спектра сигнала, если он широкополосный, и преобразование его по частоте с помощью гетеродинного напряжения — кода сопровождения. Свертка спектра производится при совмещении кода сопровождения с кодом отраженного сигнала. Совмещение кодов осуществляется путем управления задержкой кода сопровождения, а контроль совмещения производится по индикатору обзора.

После преобразования сигнал поступает на режекторный фильтр, который работает аналогично фильтру приемного устройства обзора. С выхода режекторного фильтра сигнал после усиления выдается на третий смеситель, где производится преобразование сигнала по частоте с помощью напряжения частоты $f_{ПЧ}$ и компенсация доплеровского приращения частоты.

Фильтр грубой селекции, на который поступает сигнал с выхода третьего смесителя, имеет полосу пропускания $2\Delta f = 2$ кгц и резонансную частоту, равную частоте пятого фильтра грубой селекции приемного устройства обзора.

Следовательно, сигнал цели пройдет через фильтр грубой селекции для дальнейшего преобразования по частоте при условии, если точность компенсации доплеровского приращения будет выше, чем половина полосы пропускания фильтра.

После четвертого преобразования по частоте сигнал поступает на фильтр точной селекции, который настроен на частоту 330 кгц и имеет полосу пропускания $2\Delta f = 200$ гц.

Сигнал цели поступает на вход блока КШ-253 через фильтр точной селекции, если ошибка в компенсации частоты доплеровского приращения не превышает 100 гц.

В главном усилителе обеспечивается усиление сигнала по суммарному каналу до определенного уровня и выравнивание коэффициентов усиления разностных каналов с коэффи-

циентом суммарного канала. Это обеспечивается применением специальных схем АРУ.

Сигналы с выхода суммарного канала поступают на блоки автоматического сопровождения по дальности и скорости, а разностные сигналы — на соответствующие угловые следящие системы.

Устройства формирования кодов сопровождения и обзора (блоки КД-272А, КД-272Б, КЛ-251) аналогичны устройствам, рассмотренным при описании модулятора передающего устройства. Отличие заключается в том, что при формировании кодов сопровождения и обзора тактовые и кодовые импульсы связаны соответственно с импульсами $f_{сопр}$ и $f_{обз}$, поступающими из устройства сопровождения по дальности.

На фазовый манипулятор (блок КЛ-251) для модуляции фазы поступает напряжение частоты $f_{г11}$.

Устройство выработки опорных и гетеродинных напряжений служит для формирования высокостабильных по частоте опорных и гетеродинных напряжений, обеспечивающих работу приемных устройств, следящих систем по дальности, скорости и угловым координатам, имитационной аппаратуры и аппаратуры управления стартом.

К элементам устройства выработки опорных и гетеродинных напряжений, размещенных в трех блоках шкафа КШ-25, относятся:

- блок выработки опорных и гетеродинных напряжений (блок КГ-251);
- блок формирования третьего гетеродинного напряжения (блок КГ-252);
- блок формирования напряжений $4,51 \text{ МГц} \pm f_d$ и $4,51 \text{ МГц}$ (блок КГ-253) (рис. 44).

Исходным напряжением для формирования гетеродинных и опорных напряжений является напряжение частоты $4,6475 \text{ МГц}$, поступающее в блок КГ-251 с кварцевого задающего генератора (блока КД-292). При автономной работе это напряжение может быть заменено напряжением частоты $4,6475 \text{ МГц}$ кварцевого генератора, размещенного в блоке КГ-251.

Напряжение частоты $4,6475 \text{ МГц}$ выдается на схему удвоения частоты, где формируется напряжение частоты $9,295 \text{ МГц}$, которое через согласующие каскады поступает на модулятор передающего устройства, имитационную аппаратуру, схему умножения частоты и первый смеситель.

На схеме умножения частоты производится формирование напряжения частоты $f_{г11} = 37,18 \text{ МГц}$, которое через согласующий каскад выдается на устройства формирования кодов сопровождения и обзора приемных устройств сопровождения и обзора.

Для формирования других напряжений в блоке КГ-251 установлены два кварцевых генератора, которые генерируют напряжения частот $6,49$ и $0,33 \text{ МГц}$.

На первом смесителе из напряжений частот $6,49$ и $9,295 \text{ МГц}$ формируется напряжение частоты $f_{г1V} = 9,295 - 6,49 = 2,805 \text{ МГц}$, которое через согласующий каскад выдается на четвертые смесители приемных устройств сопровождения и обзора.

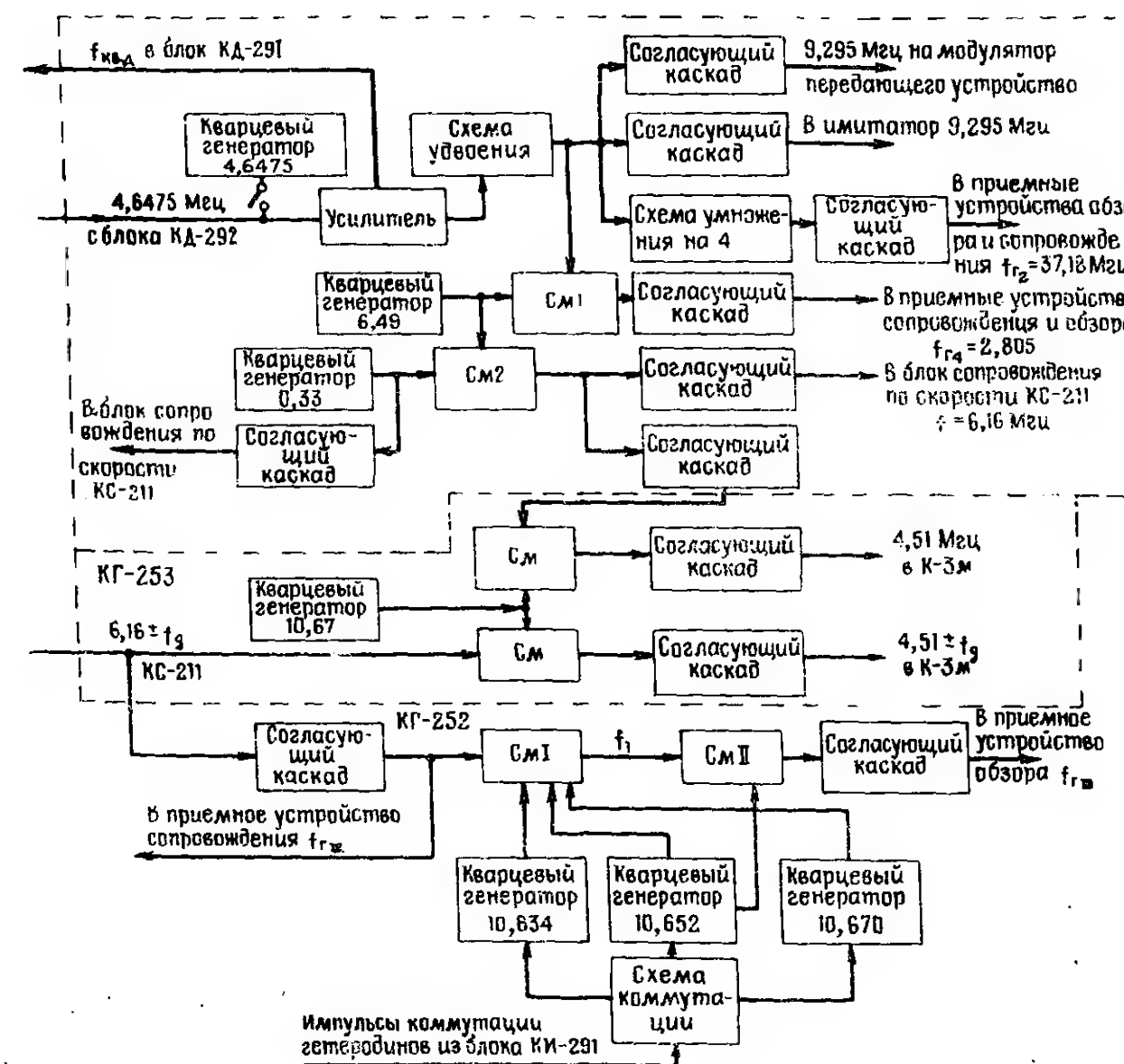


Рис. 44. Функциональная схема устройства выработки гетеродинных напряжений

На втором смесителе из напряжений частот $6,49$ и $0,33 \text{ МГц}$ формируется напряжение частоты $f_{оп1} = 6,49 - 0,33 = 6,16 \text{ МГц}$, которое выдается в блок автосопровождения по скорости (блок КС-211) и в блок КГ-253.

Напряжение частоты $f_{оп11} = 0,33 \text{ МГц}$ с кварцевого генератора через согласующий каскад выдается в блок автоспро-

вождения по скорости и через него в блоки угловых следящих систем и системы сопровождения по дальности.

Из следящей системы по скорости в блоки КГ-252 и КГ-253 поступает напряжение частоты $f_{гIII} = f_{опI} \pm f_d$. Через согласующий каскад блока КГ-252 напряжение $f_{гIII}$ выдается в приемное устройство сопровождения и на первый смеситель.

В блоке КГ-252 имеются три кварцевых генератора, которые формируют соответственно напряжения частот $f_1 = 10,634 \text{ МГц}$, $f_2 = 10,652 \text{ МГц}$ и $f_3 = 10,670 \text{ МГц}$. С помощью напряжений кварцевых генераторов производится преобразование напряжения частоты $f_{гIII}$ в первом и втором смесителях блока. Последовательность поступления напряжений с кварцевых генераторов на первый смеситель определяется схемой коммутации. На второй смеситель постоянно поступает напряжение с кварцевого генератора частоты $10,652 \text{ МГц}$.

С первого смесителя на второй смеситель выдается напряжение частоты f'' , равной сумме частот напряжений, подаваемых на смеситель. Со второго смесителя снимается сигнал, частота которого равна разности частот f'' и f_2 .

При выключенном обзоре по скорости схемой коммутации обеспечивается постоянное подключение на вход первого смесителя напряжения частоты f_2 .

Таким образом, в результате двукратного преобразования напряжения частоты $f_{гIII}$ с помощью напряжения частоты f_2 выходное напряжение будет иметь частоту $f_{гIII}$.

При включении обзора по скорости схема коммутации обеспечивает подключение напряжений кварцевых генераторов к первому смесителю в определенной последовательности, которая определяется импульсами коммутации, поступающими с синхронизатора обзора (блока КИ-291).

В результате двукратного преобразования напряжение на выходе второго смесителя будет скачком менять свою частоту согласованно с подключением генераторов к первому смесителю, принимая значения $f_{гIII} - 18 \text{ кГц}$, $f_{гIII}$, $f_{гIII} + 18 \text{ кГц}$.

Напряжение с выхода второго смесителя выдается на третий смеситель приемного устройства обзора.

В блоке КГ-253 производится преобразование частот $f_{гIII} = 6,16 \pm f_d$ и $f_{опI} = 6,16 \text{ МГц}$ соответственно в частоты $4,51 \pm f_d$ и $4,51 \text{ МГц}$. Преобразование производится в смесителях с помощью напряжения кварцевого генератора частоты $10,670 \text{ МГц}$.

Напряжения частот $4,51 \pm f_d$ и $4,51 \text{ МГц}$ выдаются в кабину подготовки старта.

Наземный радиозапросчик «Тантал-АН»

Наземный радиозапросчик (НРЗ) «Тантал-АН» служит для работы в системах радиолокационного опознавания «Кремний-2» и «Кремний-2М» с целью определения принадлежности самолетов к своим вооруженным силам.

Аппаратура НРЗ обеспечивает генерирование и излучение импульсных высокочастотных колебаний сигнала запроса, прием и расшифровку сигнала самолетного ответчика (рис. 45, а).

При нажатии кнопки ЗАПРОС на блоке КИ-234 кабины К-2 передатчик НРЗ, получив импульс R_0 частоты 327 гц из модулятора, вырабатывает трехимпульсный сигнал запроса (рис. 45, б), который через антенную систему излучается в сторону цели.

Запросный сигнал принимается антенной самолетного ответчика и через антенный переключатель поступает на приемник. Усиленный и продетектированный сигнал поступает на дешифратор, который пропускает его в случае правильного кода сигнала. Далее сигнал поступает на шифратор, вырабатывающий ответный сигнал. Ответный сигнал подается на модулятор, где усиливается до уровня, необходимого для работы передатчика.

Передатчик вырабатывает высокочастотные импульсы, поступающие через антенный переключатель на антенну ответчика.

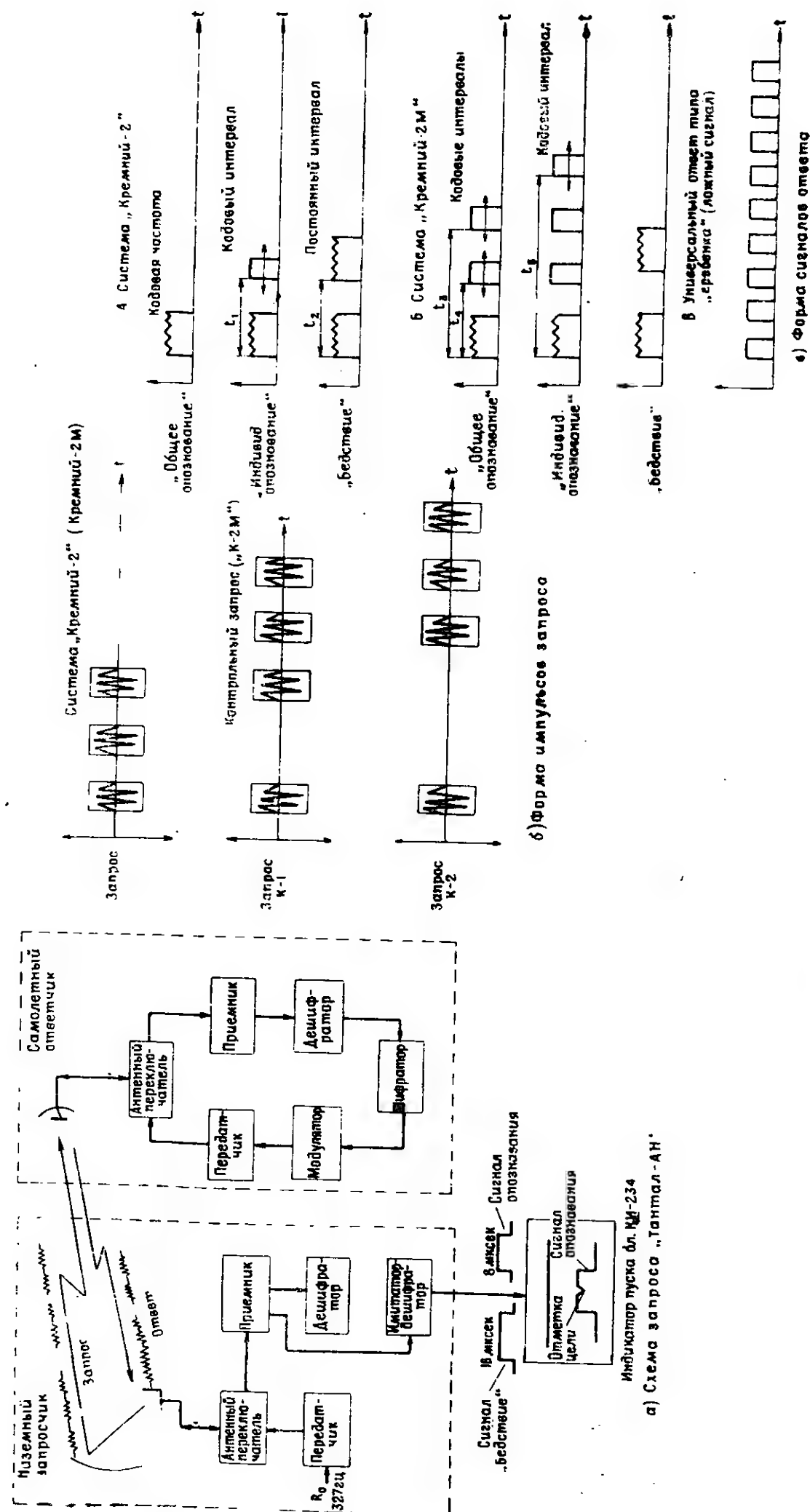
Ответный сигнал (рис. 45, в) представляет собой:

- в системе «Кремний-2» — один высокочастотный импульс, модулированный по амплитуде кодовой частотой;
- в системе «Кремний-2М» — три высокочастотных импульса, из которых первый модулирован кодовой частотой, а два других не модулированы; временные интервалы в группе являются кодом.

Сигнал самолетного ответчика принимается антенной НРЗ и через высокочастотный тракт и антенный переключатель поступает на вход приемника. После преобразования, усиления и детектирования ответный сигнал поступает на дешифраторы, где подвергается формированию и расшифровке. В результате дешифратор вырабатывает видеоимпульс положительной полярности длительностью около 8 мксек , который подается на индикатор пуска — блок КИ-234.

На экране индикатора сигнал опознавания наблюдается в виде отдельной отметки, совмещенной с эхо-сигналом той же цели.

Для дополнительной проверки принадлежности самолета нажимается кнопка ЗАПРОС — К; при этом излучается 4-импульсный запрос.



При получении 4-импульсного запроса самолетный ответчик не выдаст ответного сигнала. При контрольном запросе на экране индикатора сигнал ответа пропадает.

При получении ответного сигнала «Бедствие» в виде двух импульсов, модулированных кодовой частотой, на выходе дешифратора образуется импульс длительностью 16—20 мксек, который виден на индикаторе блока КИ-234 в виде сигнала двойной длительности.

Управление аппаратурой НРЗ может быть местным из кабины К-1 и дистанционным из кабины К-2.

Местное управление осуществляется с помощью пульта КТ-1001, а дистанционное — с рабочего места оператора пуска.

6. УСТРОЙСТВА СОПРОВОЖДЕНИЯ ЦЕЛИ ПО ДАЛЬНОСТИ И СКОРОСТИ

Система сопровождения цели по дальности

Система сопровождения цели по дальности (рис. 46) служит для обеспечения непрерывного совмещения кода сопровождения с кодом отраженного сигнала и выработки измерительного импульса $t_{\text{ц}}$, задержка которого относительно импульса нулевой дальности пропорциональна дальности до цели.

В станции предусмотрены следующие режимы работы системы сопровождения цели по дальности:

— режим автоматического сопровождения по сигналу, отраженному от цели;

— режим внешнего целеуказания по управляющим сигналам, поступающим от цифровой вычислительной машины через цифровые преобразователи;

— режим местного наведения по сигналам, поступающим от датчика, связанного со штурвалом оператора.

В режиме автоматического сопровождения на дискриминатор следящей системы поступает сигнал цели с выхода суммарного канала приемного устройства сопровождения. Сигнал представляет собой синусоидальное напряжение частоты 330 кГц, промодулированное по амплитуде. Закон амплитудной модуляции сигнала определяется законом изменения напряжения вобуляции и характером рассовмещения среднего положения кода сопровождения с кодом сигнала. В дискриминаторе с помощью задержанного импульса вобуляции вырабатывается напряжение сигнала ошибки, которое через контакты реле ВКЛ. АС подается на интегратор.

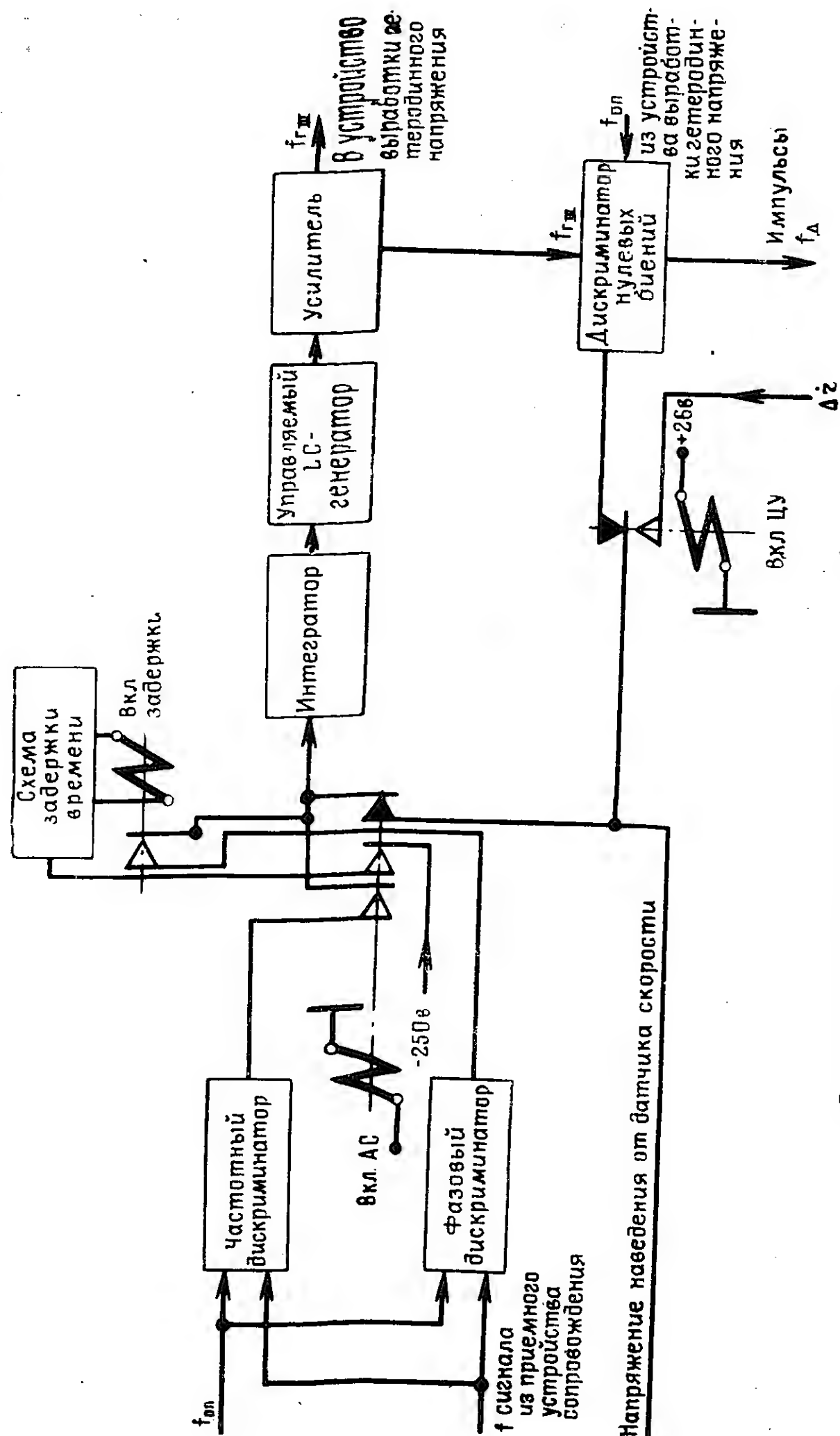


Рис. 47. Упрощенная функциональная схема следящей системы по скорости

чиков. Напряжение наведения поступает на вход интегратора через контакты реле ВКЛ. ЦУ и ВКЛ. АС. В остальном работа аналогична рассмотренной выше.

Устройство сопровождения цели по скорости

Сопровождение цели по скорости заключается в формировании третьего гетеродинного напряжения такой частоты, при которой постоянно обеспечивается компенсация доплеровского приращения частоты в сигнале, отраженном от сопровождаемой цели.

Устройство сопровождения по скорости (рис. 47) представляет собой электронную следящую систему с управляемым LC-генератором в качестве исполнительного механизма.

В устройстве сопровождения цели по скорости предусмотрены следующие режимы работы:

- режим автоматического сопровождения — по сигналу, отраженному от цели;

- режим внешнего целеуказания — по управляющим сигналам, поступающим от ЦВМ через цифровые преобразователи;

- режим местного наведения — по сигналам, поступающим от датчика скорости, связанного с рукояткой наведения пульта наведения по скорости и дальности.

В режиме автоматического сопровождения осуществляется слежение частотой управляемого LC-генератора за доплеровской частотой в отраженном от цели сигнале. Режиму «АС» предшествует ручное наведение по скорости. При переходе на режим «АС» на вход частотного и фазового дискриминаторов поступает синусоидальное напряжение частоты $330 \text{ кгц} \pm \Delta f_d$ (Δf_d — ошибка компенсации доплеровской составляющей частоты в сигнале в режиме наведения). На вторые входы дискриминаторов подается напряжение опорной частоты $f_{оп} = 330 \text{ кгц}$.

Частотный дискриминатор вырабатывает напряжение сигнала ошибки, пропорциональное алгебраической разности частот сигнала и опорного напряжения.

Фазовый дискриминатор вырабатывает напряжение сигнала ошибки, пропорциональное разности фаз входных напряжений.

В течение 1—1,5 сек после включения АС на вход интегратора поступает напряжение сигнала ошибки с выхода частотного дискриминатора, затем срабатывает схема задержки, которая параллельно сигналу ошибки частотного дискриминатора подключает к входу интегратора напряжение сигнала ошибки, вырабатываемое фазовым дискриминатором. За время, пока срабатывает схема задержки, следящая система отра-

батывает ошибку по частоте, и дальнейшее слежение идет по сигналу ошибки, поступающему с фазового дискриминатора.

На интеграторе под воздействием напряжения сигнала ошибки вырабатывается управляющее напряжение, которое выдается для управления частотой LC -генератора. Напряжение с выхода LC -генератора после усиления поступает в качестве третьего гетеродинного напряжения на третий смесителя приемного устройства через блок КГ-252 устройства выработки гетеродинных напряжений и на дискриминатор нулевых биений.

Частота LC -генератора изменяется до тех пор, пока частота сигнала, снимаемого с выхода суммарного канала, не будет равна опорной частоте, что соответствует точной компенсации доплеровской составляющей в принятом сигнале.

В дискриминаторе нулевых биений вырабатываются импульсы f_d , частота повторения которых равна $f' = f_{г\text{III}} - f_{оп}$, а также постоянное напряжение, величина которого пропорциональна разности этих же частот. При точной компенсации доплеровской составляющей в сигнале частота $f' = f_d$.

Импульсы f_d выдаются через преобразователи в ЦВМ как информация о скорости цели.

В режиме внешнего целеуказания используется следящая система, состоящая из того же исполнительного элемента, что и в режиме «АС», но сигнал ошибки в виде напряжения, пропорционального разности скоростей текущей и даваемой целеуказанием, выдается с преобразователей. Напряжение сигнала ошибки ЦУ через контакты реле ВКЛ. ЦУ и ВКЛ. АС поступает на вход интегратора и далее на управляемый LC -генератор.

Напряжение u_{Δ} будет равно нулю, когда частота LC -генератора будет соответствовать данным, даваемым целеуказанием.

В режиме наведения частота управляемого LC -генератора изменяется под воздействием напряжения наведения, поступающего от датчика, управляемого оператором. Напряжение наведения поступает на вход интегратора в противофазе с напряжением, выдаваемым дискриминатором нулевых биений (ДНБ) и пропорциональным расстройке частоты LC -генератора относительно опорной частоты. Напряжение на входе интегратора будет равно нулю при равенстве напряжения, выдаваемого с ДНБ, и напряжения наведения.

Следовательно, каждому значению напряжения наведения будет соответствовать вполне определенная частота LC -генератора.

7. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АНТЕННАМИ И УСТРОЙСТВО ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВЫХ КООРДИНАТ

Назначение, состав и режимы работы системы управления антеннами

Система управления антеннами (СУА) предназначена для управления положением антенн РПЦ по азимуту β и углу места ϵ .

Система состоит из двух следящих приводов: азимутального, вращающего антенный пост по азимуту, и угломестного, вращающего передающую и приемную антенны по углу места.

СУА размещена в кабинах К-1 и К-2.

В кабине К-1 размещена исполнительная часть приводов:

- блок управления приводами КР-161;
- блок включения ЭМУ КР-162;
- силовой редуктор и исполнительный двигатель привода β (блок КР-163);
- приборный редуктор привода β с сельсинами (блок КР-164);
- блок ЭМУ β с приводным асинхронным двигателем;
- силовой редуктор и исполнительный двигатель привода ϵ (блок КР-165);
- приборный редуктор привода ϵ с сельсинами (блок КР-166);
- блок ЭМУ ϵ с приводным асинхронным двигателем;
- блок концевых выключателей КР-167.

В кабине К-2 размещены пульт управления движением антенн по азимуту и углу места (блок КР-267) и блок управления приводами КР-277.

Управление положением антенн и переключение режимов работы приводов осуществляется из кабины К-2 или из кабины К-9.

В РПЦ предусмотрены следующие режимы работы приводов:

- режим внешнего целеуказания по азимуту и углу места (режим «ЦУ»);
- режим секторного поиска цели в заданном секторе пространства (режим «СП»);
- режим конического сканирования для уточнения наведения антенн на цель (режим «КС»);
- режим автоматического сопровождения (режим «АС»);
- режим местного управления (режим наведения).

В режиме «АС» для измерения угловых рассогласований при отклонении антенны от направления на цель использует-

ся пеленгационная характеристика приемной антенны. С выхода разностного канала приемника сопровождения сигнал, отраженный от цели и несущий информацию об ее угловом положении, поступает на фазовый детектор АС. В качестве опорного используется напряжение, выдаваемое с выхода суммарного канала приемника сопровождения. Фазовый детектор выдает напряжение постоянного тока, величина которого пропорциональна ошибке в направлении антенны на цель, а знак указывает направление ухода. Это напряжение, являющееся сигналом ошибки АС, поступает на усилитель постоянного тока и далее на исполнительную часть привода. Исполнительный двигатель вращает через редуктор антенну так, чтобы ее направление совпадало с направлением на цель.

Режим «ЦУ» используется при боевой работе для наведения антенных устройств РПЦ в направлении на цель по данным, поступающим от систем внешнего целеуказания. Наведение РПЦ на цель производится с помощью сигналов управления, пропорциональных рассогласованию углового положения антенн РПЦ относительно данных целеуказания. Последние поступают на вход ЦВМ РПЦ в цифровой форме. На другой вход ЦВМ поступают данные о положении антенн РПЦ от системы выработки угловых координат. С выхода ЦВМ снимается информация в цифровой форме о разности входных данных. Эта информация после преобразования в напряжение (в системе ПЦН) поступает на вход усилителя постоянного тока и далее, как и в режиме «АС», на исполнительный двигатель, который поворачивает антенны в таком направлении, при котором разность входных данных ЦВМ была равна нулю.

В режиме местного управления в качестве элементов, измеряющих угловое рассогласование, используется сельсинная пара — сельсин-датчик и сельсин-приемник. Вал сельсин-датчика через приборный редуктор соединен с валом антенны, а вал сельсин-приемника, работающего в трансформаторном режиме, через свой приборный редуктор — со штурвалом оператора пульта управления движением антенн. Сигнал рассогласования сельсинов преобразуется в постоянное управляющее напряжение и поступает на УПТ. Далее процесс управления положением антенн происходит аналогично управлению в режимах «АС» и «ЦУ».

Секторный поиск возможен только в режиме местного управления. При включенном механизме секторного поиска положение антенн зависит от положения штурвала и от положения выходного вала механизма секторного поиска.

Механизм секторного поиска имеет два устройства: азимутальное и угломестное. Движение азимутального вала во время секторного поиска возвратно-поступательное, а угло-

местного вала — скачкообразное. Синхронизация устройств секторного поиска позволяет получить скачок по углу места в момент изменения направления движения антенн по азимуту (рис. 48). Такой закон движения антенн позволяет

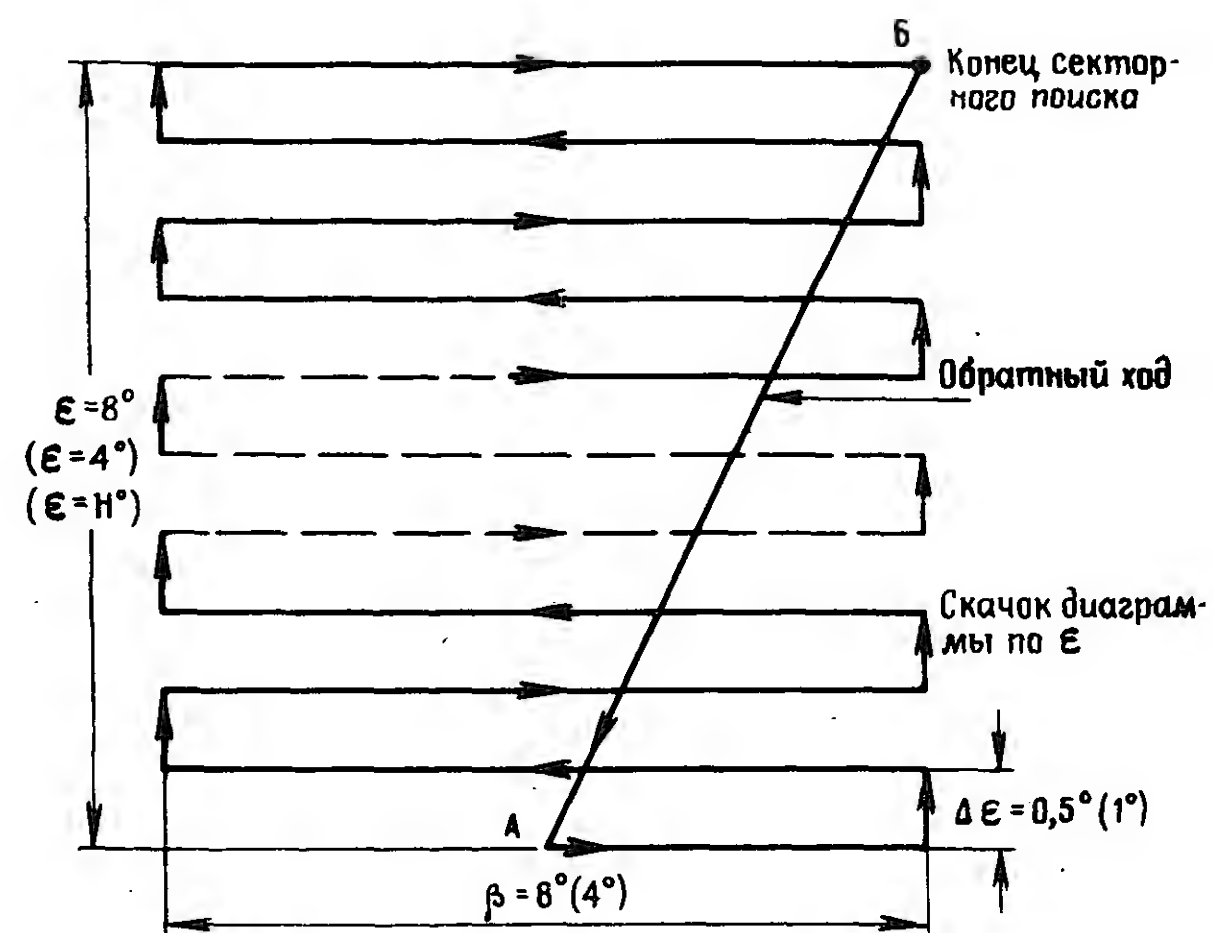


Рис. 48. Режим секторного поиска

производить поиск «строками» в пространстве $8 \times 8^\circ$ или $8 \times 4^\circ$. В случае необходимости скачкообразное движение угломестного вала может быть отключено. Тогда антенны останутся по углу места в положении, соответствующем моменту выключения. Дальнейший поиск будет происходить по одной строке.

При коническом сканировании антенны совершают колебательное движение по синусоидальному закону с периодом не более 3,5 сек. Фазы колебаний приводов смещены на 90° , что позволяет получить суммарное движение, при котором луч антенны описывает в пространстве конус с телесным углом $2,8^\circ$ при широкой диаграмме направленности или с телесным углом $1,4^\circ$ при узкой диаграмме направленности. Для переноса центра конического сканирования луча антенны служит рукоятка, расположенная на пульте управления движением антенны. Напряжения, снимаемые с датчиков, связанных с рукояткой (по азимуту и углу места), суммируются с выходными напряжениями механизма конического сканирования.

Работа системы управления антеннами по функциональной схеме

(рис. 49)

Режим наведения антенного поста от местных датчиков.

При наведении по азимуту и углу места замыкается кинематическая цепь штурвал β (ϵ) — сельсин наведения β (ϵ) в блоке КР-267. Реле подслеживания Р16 и Р19 в этом случае обесточены.

Вращение штурвала через редуктор и дифференциал передается на ротор сельсина наведения. На фазные обмотки сельсина наведения с сельсин-датчика через дифференциальный сельсин (сумматор) поступает напряжение, характеризующее угол поворота рабочего вала антенны. Сельсин-датчик установлен на антенном посту в приборном редукторе-блоке КР-164 (КР-166).

Дифференциальный сельсин служит для суммирования двух напряжений: напряжения наведения и напряжения секторного поиска.

С сельсина наведения снимается переменное напряжение (частоты 400 гц), пропорциональное углу рассогласования сельсин-наведения (блок КР-267) и сельсин-датчика (блок КР-164). Это управляющее напряжение подается на фазовый детектор наведения блока КР-277, на второй вход которого поступает опорное напряжение. Фазовый детектор вырабатывает постоянное напряжение, величина и знак которого зависят соответственно от амплитуды и фазы входного управляющего напряжения (относительно опорного напряжения). В режиме наведения реле ЦУ и АС блока КР-277 обесточены. Следовательно, напряжение сигнала ошибки с выхода фазового детектора через нормально замкнутые контакты реле ЦУ и АС поступает на выходной каскад усилителя постоянного тока, где оно усиливается по мощности и напряжению.

Нагрузкой выходного каскада УПТ являются обмотки управления электромашинного усилителя (ЭМУ), расположенного в кабине К-1. ЭМУ усиливает напряжение сигнала ошибки по мощности, после чего оно подается на управляющую обмотку исполнительного двигателя. Под воздействием этого напряжения двигатель вращается и через редуктор вращает антенный вал, а следовательно, и антенный пост в целом (при вращении штурвала β) или блок КА-13 (при вращении штурвала ϵ). Вращение антенного вала передается на связанный с ним ротор сельсин-датчика. После согласования роторов сельсин-датчика и сельсин-приемника напряжение рассогласования становится равным нулю и привод останавливается.

Для стабилизации привода по скорости используется тахогенератор постоянного тока, расположенный в блоке (Р-163 (КР-165)). Ротор тахогенератора связан с валом исполнительного двигателя. С тахогенератора снимается напряжение, пропорциональное скорости вращения вала антенны. Оно поступает на вход УПТ блока КР-277 и используется как напряжение отрицательной обратной связи.

В цепь якоря исполнительного двигателя включено сопротивление, падение напряжения на котором пропорционально величине тока якоря двигателя. Изменения тока, а следовательно, и напряжения, будут пропорциональны ускорению вала антенны. Напряжение с сопротивления подается на вход УПТ в качестве сигнала отрицательной обратной связи по ускорению.

При больших рассогласованиях исполнительные двигатели могут развивать вращающие моменты, опасные для прочности механических конструкций. Защита обеспечивается схемой ограничения блока КР-277. Входным сигналом схемы является напряжение обратной связи, снимаемое с сопротивления якорной цепи исполнительного двигателя. При больших рассогласованиях напряжение обратной связи резко возрастает. При этом схема срабатывает и уменьшает напряжение сигнала ошибки на входе УПТ, а следовательно, и вращающий момент двигателя.

Контроль за положением антенн в кабине К-2 осуществляется с помощью сельсинной пары, работающей в индикаторном режиме. Ротор индикаторного сельсин-датчика механически связан с антенным валом, а его фазные обмотки электрически связаны с фазными обмотками индикаторного сельсин-приемника, расположенного в кабине К-2 (блоке КР-277). На ось сельсин-приемника насажена стрелка, которая вращается синхронно с антеннами.

Для наведения на цель пусковых установок и антенн головок самонаведения с антенным валом кабины К-1 связаны роторы сельсин-датчиков грубого (ГО) и точного (ТО) отсчетов, напряжения с которых поступают на аппаратуру ввода параллакса кабины подготовки старта.

Для точного определения углового положения антенн РПЦ, что необходимо для работы СУА в режиме «ЦУ» с антенным валом связаны точный (блок КР-177) и грубый (блок КР-178) угловые датчики. Напряжение с угловых датчиков поступает в устройство определения угловых координат.

Режим секторного поиска по азимуту и углу места. Включение секторного поиска по β и ϵ осуществляется подачей команды «Вкл. СП β — ϵ » в виде напряжения +26 в на реле Р7 (ВКЛ. СП β — ϵ , блок КР-267) при нажатии кнопки КН-5 (СЕКТОРНОЕ). При этом напряжение +26 в подается на электромагнитные муфты механизмов сканирова-

ния по азимуту и углу места. Одновременно через контакты реле Р7 со схемы реверса подается переменное напряжение 36 в, 400 гц на электропный усилитель азимута. От усилителя питается двигатель сканирования по β , который через редуктор и электромагнитную муфту передает вращение на вал ротора дифференциального сельсина. При повороте ротора сельсина на некоторый угол, соответствующий выбранному диапазону скалирования по β (8 или 4°), в устройстве синхронизации сканирования вырабатывается команда, передаваемая на схему реверса. В результате этого происходит реверсирование двигателя путем переброса фаз А и В питающего напряжения 36 в, 400 гц. Ротор дифференциального сельсина поворачивается в другую сторону до следующего срабатывания схемы реверса.

Таким образом происходит качание ротора дифференциального сельсина в угле 40° (80°), что соответствует качанию антенного поста по азимуту в секторе 4° (8°). При этом с выхода сельсина наведения β снимается суммарное напряжение сигнала ошибки, зависящее от положения роторов сельсина наведения и дифференциального сельсина. Это напряжение подается в блок КР-277, и привод работает так же, как и в режиме наведения.

Одновременно с качанием антенного поста по азимуту происходит скачкообразный подъем антенн по углу места за счет ступенчатого поворота ротора дифференциального сельсина ϵ . Ступенчатое движение ротора создается с помощью шагового двигателя и согласовано с качательным движением ротора дифференциального сельсина β . Скачкообразный поворот ротора дифференциального сельсина ϵ происходит тогда, когда ротор сельсина β находится в крайних положениях (антенный пост находится на границе сектора сканирования по азимуту). Угол поворота ротора дифференциального сельсина ϵ за один скачок зависит от установленной ширины диаграммы направленности — узкой или широкой — и составляет соответственно 5 и 10° , что соответствует подъему антенн по углу места на $0,5$ или 1° .

Величина полного угла поворота ротора дифференциального сельсина ϵ зависит от положения переключателя В4 и равна 40 или 80° , что соответствует подъему антенн по углу места на 4 или 8° .

При достижении антеннами верхней границы сектора сканирования срабатывает схема сброса и на усилитель ϵ подается переменное напряжение 36 в, 400 гц. С выхода усилителя напряжение поступает на двигатель сброса ϵ , который возвращает ротор дифференциального сельсина ϵ , а следовательно, и антенны по углу места в исходное состояние. При этом двигатель сброса автоматически отключается и цикл скачкообразного подъема по углу места повторяется.

Суммарное напряжение сигнала ошибки с выхода сельсина наведения ϵ поступает в блок КР-277, при этом привод угла места работает так же, как и в режиме наведения.

При установке переключателя В4 в положение «Н» антенны совершают непрерывный скачкообразный подъем. Возврат антенн из любого положения производится при нажатии кнопки КН-10 (ВОЗВРАТ), расположенной на блоке КР-267.

Секторный поиск по углу места может быть выключен при нажатии кнопки КН-8 (ВЫКЛ. СП ϵ), и дальнейший поиск будет происходить только по азимуту. Режим секторного поиска по азимуту включается также дистанционно из кабины К-9 путем подачи напряжения +26 в на реле Р6.

При выключении секторного поиска механизмы сканирования по азимуту и углу места возвращаются в исходное состояние: по β — на биссектрису сектора, по ϵ — в исходное (нулевое) положение. При этом антенны остаются в положении, соответствующем направлению визирования на цель.

Возврат механизмов сканирования осуществляется с помощью следящих систем, выполненных на потенциометрических датчиках (ПЗ, П4 по азимуту и П5, П6 по углу места). Датчики питаются напряжением 110 в, 400 гц. Движки потенциометров ПЗ и П5 механически связаны с механизмами сканирования соответственно по β и ϵ и в исходном состоянии всегда занимают среднее положение. Движки потенциометров П4 и П6 механически связаны с ручкой наведения (кноппелем) и в исходном положении под действием возвратных пружин также находятся в среднем положении.

При выключении секторного поиска и при наличии смещения движков потенциометров ПЗ и П5 на движках потенциометров П4 и П6 появляются напряжения рассогласования, которые через соответствующие усилители управления от кноппеля и через усилители β и ϵ подаются на двигатели механизмов сканирования азимута и угла места. Последние устанавливают движки потенциометров ПЗ и П5 в среднее (исходное) положение.

Режим кругового сканирования. Режим «КС» включается нажатием кнопки КН-6 (КРУГОВОЕ) на блоке КР-267. При этом команда на включение кругового сканирования выдается в блок КИ-237 и включает механизм круговой развертки. Механизм приводит во вращение синусно-косинусный вращающийся трансформатор (СКВТ), с которого снимаются синусная и косинусная составляющие управляющего напряжения кругового сканирования, т. е. два синусоидальных напряжения с взаимным фазовым сдвигом, равным 90° . Эти напряжения поступают на фазовые детекторы КС блока КР-267. Преобразованные напряжения проходят через вы-

ходной УПТ блока КР-277 и далее, как и в ранее рассмотренных случаях.

Перемещение центра конического сканирования в пространстве осуществляется с помощью ручки наведения (кноп-пеля) блока КР-267. При этом управляющие напряжения, вырабатываемые фазовыми детекторами, суммируются с постоянными напряжениями, снимаемыми с потенциометров П1 и П2.

Режим целеуказания. При включении режима «ЦУ» срабатывает реле ЦУ блока КР-277. При этом отключается выход фазовых детекторов наведения и управление положением антенн осуществляется напряжениями $u_{\Delta z}$ и $u_{\Delta e}$, поступающими из системы ПЦН. Величина этих напряжений пропорциональна угловому рассогласованию между положением антенн и координатами целеуказания по азимуту и углу места. Напряжения $u_{\Delta z}$ и $u_{\Delta e}$ поступают на выходной УПТ и далее на ЭМУ.

В режиме «ЦУ» предусмотрена возможность подачи сигнала кругового сканирования. В результате воздействия на привод двух напряжений (напряжения КС и напряжений $u_{\Delta z}$ и $u_{\Delta e}$) привод совершает колебания около положения, заданного целеуказанием.

Режим автосопровождения. В режиме «АС» на фазовый детектор АС блока КР-277 поступают сигналы разностных приемных каналов β и ϵ , амплитуда которых пропорциональна отклонению антенны от направления на цель, а фаза соответствует направлению отклонения. В качестве опорного напряжения на фазовые детекторы подается напряжение суммарного канала приемного устройства. Управляющее напряжение с выхода фазового детектора АС поступает на выходной УПТ и далее на исполнительную часть привода. В данном режиме СУА работает таким образом, чтобы цель все время находилась на пеленгационном направлении.

Подслеживание местных датчиков в режимах «ЦУ» и «АС». При включении режима «ЦУ» или «АС» запрашиваются реле подслеживания Р16 и Р19 блока КР-267. На сельсин наведения через дифференциальный сельсин из блока КР-164 (КР-166) поступает напряжение, пропорциональное углу рассогласования роторов сельсин-датчика и сельсин-приемника. Далее напряжение рассогласования через усилитель β и ϵ поступает на управляющую обмотку двигателя подслеживания, который доворачивает ротор сельсина наведения до согласованного положения с ротором сельсин-датчика.

Подслеживание местных датчиков в режимах «ЦУ» и «АС» необходимо для того, чтобы исключить резкое вращение привода (из-за возникновения больших рассогласований) после выключения режимов «ЦУ» или «АС».

Устройство выработки угловых координат

Устройство выработки угловых координат предназначено для выдачи данных об угловых положениях луча подсвета, что необходимо для работы СУА в режиме внешнего целеуказания. Устройство включает две совершенно идентичные системы: азимута и угла места.

В каждую систему входят:

— точный угловой датчик (блок КР-177);

— грубый угловой датчик (блок КР-178);

— блок выработки угловых опорных напряжений КУ-176М.

Угловое положение вала антенны определяется в аналоговой форме с последующим преобразованием в цифровой двоичный код.

Датчиком точной шкалы является электростатический генератор (рис. 50). Генератор имеет ротор и два статора: неподвижный и подвижный, связанный с валом антенны. Ротор и статоры имеют одинаковое количество продольных пазов, образующих емкость ротор — статор. Число пазов $z = 128$. Через зарядные сопротивления $R1$ и $R2$ к статорам подводится постоянное напряжение 150 в. При вращении ротора приводным двигателем со скоростью $n = 1500$ об/мин изменяется емкость ротор — статор. Изменение емкости вызывает соответствующее изменение зарядного тока и падение напряжения на зарядных сопротивлениях с частотой $f = \frac{zn}{60} = \frac{128 \cdot 1500}{60} = 3200$ гц.

С датчика снимаются два напряжения: опорное ($\sim f_{оп}$) и текущее ($\sim f_{т}$). При вращении вала антенны, а вместе с ним и подвижного статора, изменяется фаза текущего напряжения ($\sim f_{т}$), снимаемого с зарядного сопротивления подвижного статора, по отношению к опорному напряжению ($\sim f_{оп}$), снимаемому с зарядного сопротивления неподвижного статора. Изменение фазы напряжения $\sim f_{т}$ на 360° происходит при угловом перемещении подвижного статора на один шаг нарезки, что соответствует повороту вала антенны на угол, равный $\varphi = \frac{360^\circ}{z} = \frac{360^\circ}{128} \approx 2,8^\circ$.

Напряжения $\sim f_{оп}$ и $\sim f_{т}$ поступают в блок выработки угловых опорных напряжений КУ-176 (рис. 51).

Напряжения, снимаемые с неподвижного статора ($\sim f_{оп}$) и с подвижного статора ($\sim f_{т}$), после усиления поступают на

схемы формирования импульсов $\wedge f_{оп}$ и $\wedge f_{т}$, обеспечивающих выработку импульсов, жестко привязанных к нулевой фазе синусоидального напряжения (рис. 52).

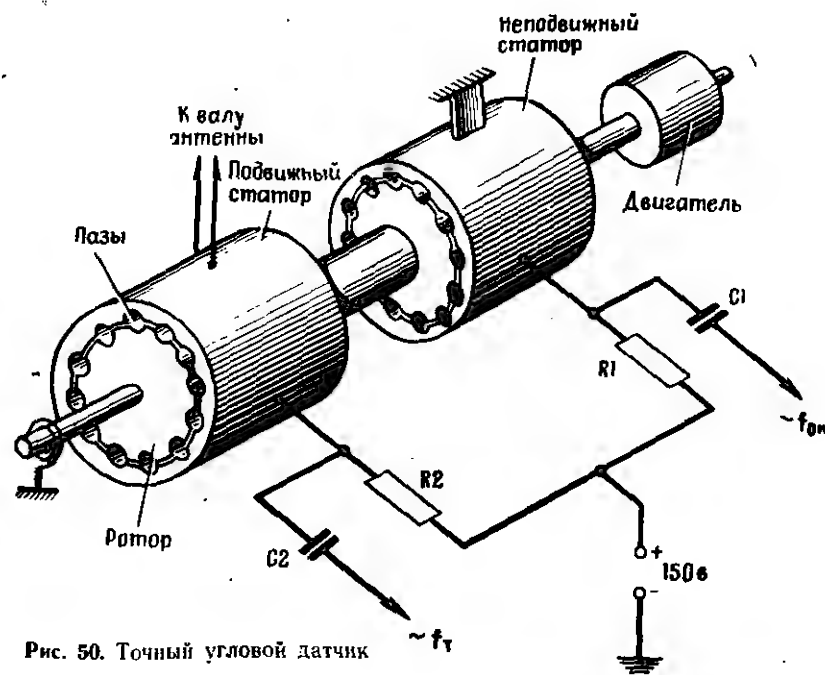


Рис. 50. Точный угловой датчик

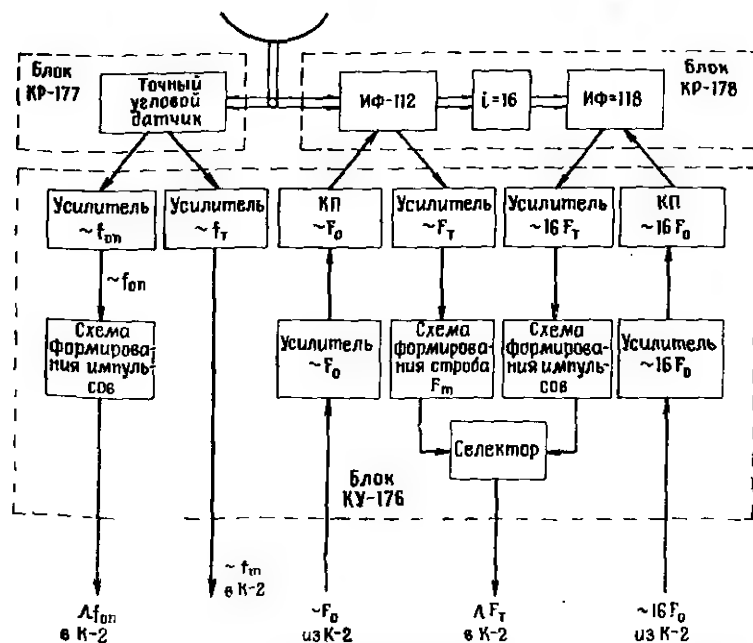


Рис. 51. Упрощенная функциональная схема системы определения угловых координат

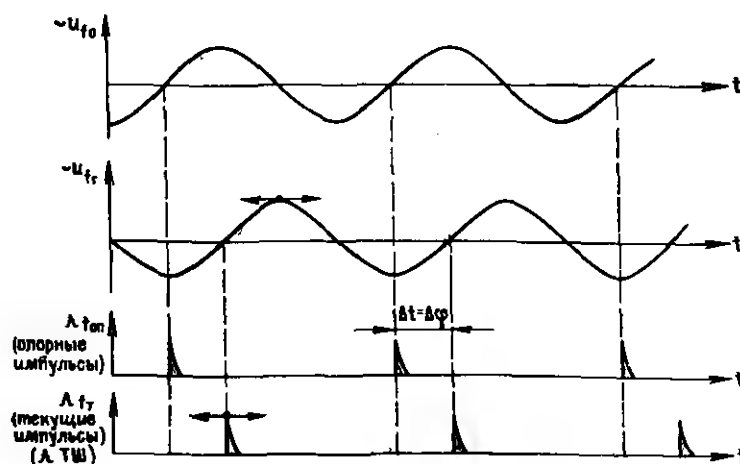


Рис. 52. Эпюры напряжений точной шкалы

Импульсы $\Lambda f_{оп}$ используются для формирования временного интервала, величина которого соответствует повороту вала антенны в пределах угла однозначности точной шкалы, равного $2,8^\circ$. Импульсы Λf_T подаются на контрольный разъем и используются для проверки работы блока. Кроме того, напряжение $\sim f_T$ поступает в преобразователи, где оно используется для выработки текущих импульсов точной шкалы Λf_T .

Для исключения неоднозначности в определении углового положения вала используется грубая шкала. Датчиками грубой шкалы являются два индукционных фазовращателя, один из которых (ИФ-112) соединен с валом антенны непосредственно, а другой (ИФ-118) — через повышающий редуктор (см. рис. 51). Первый фазовращатель запитывается синусоидальным опорным напряжением частоты $\sim F_{оп} = 3,2$ кГц, а второй — напряжением частоты $\sim 16F_{оп} = 51,2$ кГц. Оба напряжения жестко связаны по фазе с опорным напряжением $\sim f_{оп}$ точной шкалы. С роторов фазовращателей снимаются текущие напряжения частот $\sim F_T$ и $\sim 16F_T$, которые усиливаются в блоке КУ-176 и выдаются на соответствующие схемы формирования импульсов.

Подвижные импульсы грубой шкалы получают путем стробирования импульсов $\Lambda 16F_T$ импульсами частоты F_T (рис. 53). Опорными импульсами этой шкалы являются те

же импульсы $\Delta f_{оп}$, что и в точной шкале. Как и в точной шкале текущие и опорные импульсы грубой шкалы используются для формирования временных интервалов, пропорциональных углу поворота антенны. Использование в грубой шкале двух фазовращателей обусловлено требованием обеспечения минимальной погрешности грубой шкалы.

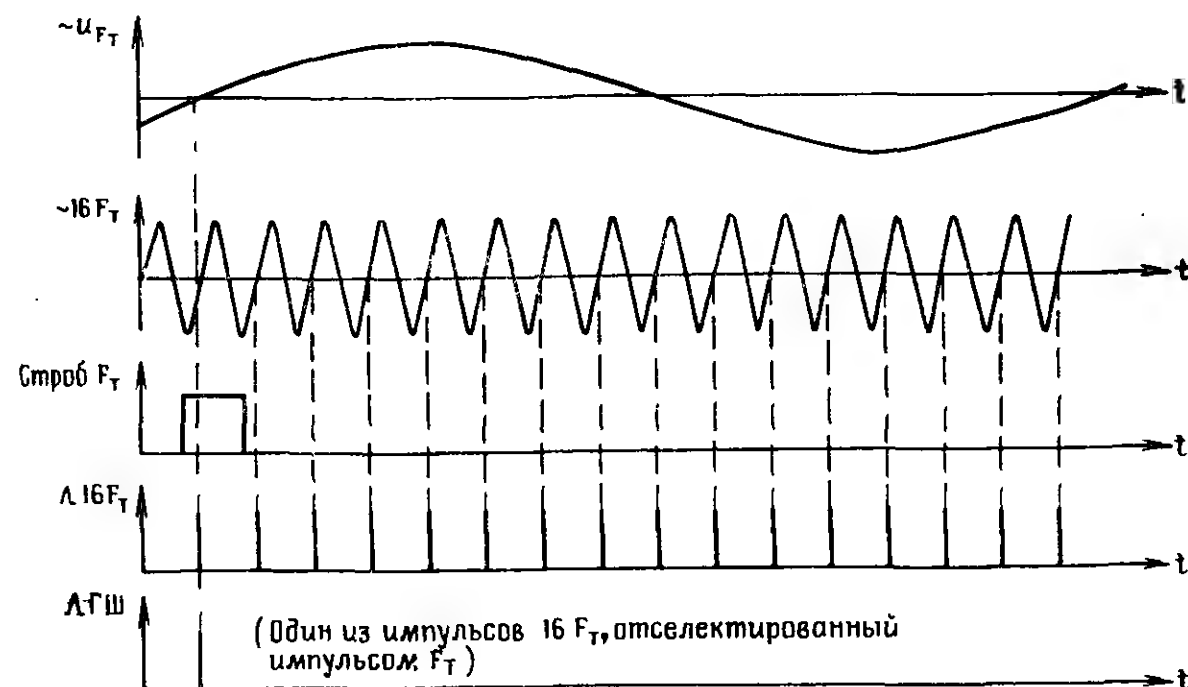


Рис. 53. Элюры напряжений грубой шкалы

Измерение временных интервалов грубой и точной шкал осуществляется в цифровых преобразователях информации путем заполнения этих интервалов эталонными импульсами с последующим счетом их цифровыми двоичными счетчиками.

8. УСТРОЙСТВА ИНДИКАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ РПЦ

Индикаторные устройства РПЦ размещаются в кабине К-2 и предназначены:

- для визуального наблюдения скоростной воздушной обстановки в секторе обзора станции;
- для выбора цели на сопровождение;
- для визуального контроля за наведением антенного поста К-1 по угловым координатам и следящих систем дальности и скорости кабины К-2 на цель;
- для опознавания цели;
- для выбора момента пуска ракеты;
- для визуального контроля за самонаведением ракеты и оценки результатов стрельбы.

Индикаторные устройства РПЦ включают:

- индикаторы секторного поиска и кругового сканирования (блок КИ-237);
- индикатор обзора (блок КИ-236);
- индикатор пуска и контроля за самонаведением ракет (блок КИ-234).

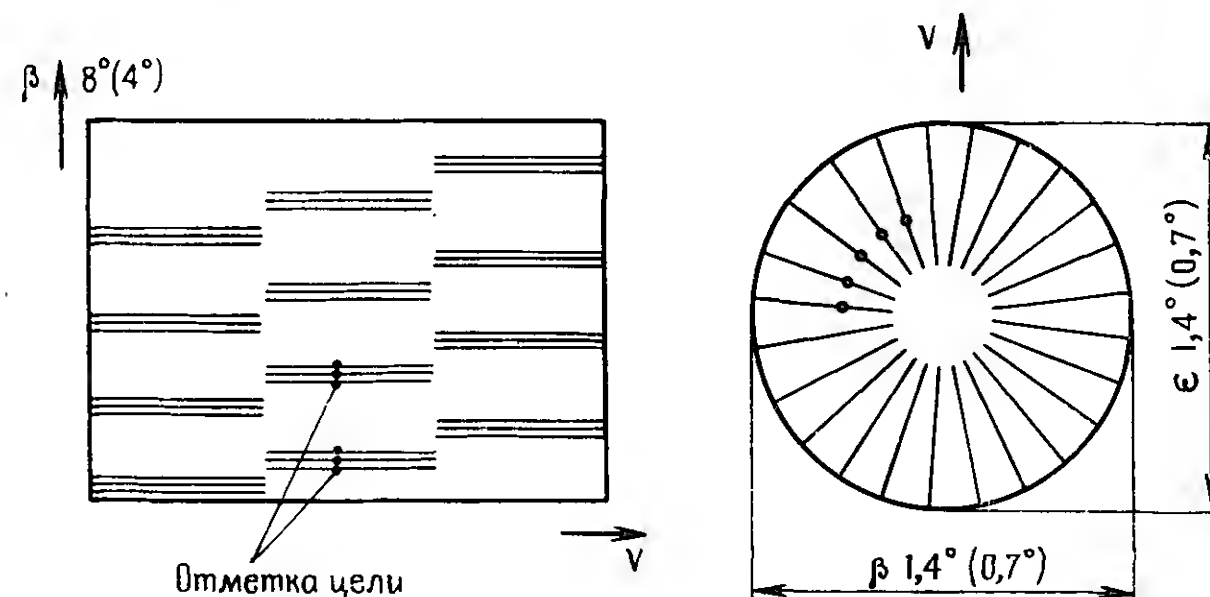


Рис. 54. Вид экранов блока КИ-237

Блок КИ-237 (рис. 54) имеет два индикатора. Левый индикатор обеспечивает обзор пространства по азимуту и скорости в режиме секторного сканирования, а правый индикатор — обзор по угловым координатам и скорости в режиме кругового сканирования. При секторном поиске обзор по азимуту составляет 4 или 8°, при круговом сканировании обзор по азимуту и углу места составляет 1,4 или 0,7°. Размеры растров следующие: 130×60 мм и 130×130 мм.

Блок КИ-236 (рис. 55, а) имеет один прямоугольный растр размером 60×130 мм и обеспечивает в пределах диапазона обзор по дальности и скорости.

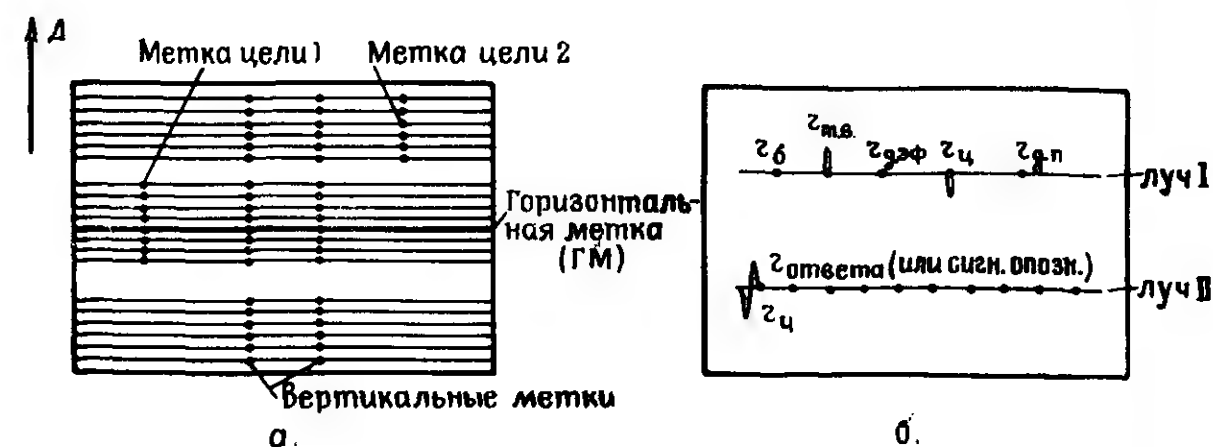


Рис. 55. Вид экранов блоков КИ-236 и КИ-234

Блок КИ-234 (рис. 55, б) имеет две линейные развертки. На верхней развертке (луч I) индицируются наклонные дальности до ближней границы зоны поражения r_b , точки встречи $r_{т.в.}$, точки встречи на момент пуска $r_{т.в.п.}$, дальней границы эффективной зоны поражения $r_{д.эф.}$, дальней границы предельной зоны поражения $r_{д.п.}$ и дальность до цели $r_{ц.}$. На нижней развертке (луч II) индицируются импульс дальности цели, импульс ответчика ракеты (или сигнал опознавания) и калибрационные метки дальности. Блок КИ-234 имеет масштабы: 400, 200 и 70 км для луча I и 500 и 10 км для луча II.

Индикаторы секторного поиска и кругового сканирования

Индикаторы секторного поиска и кругового сканирования предназначены для наблюдения за отметкой цели и контроля за наведением антенного поста по угловым координатам с целью осуществления в дальнейшем режима автосопровождения.

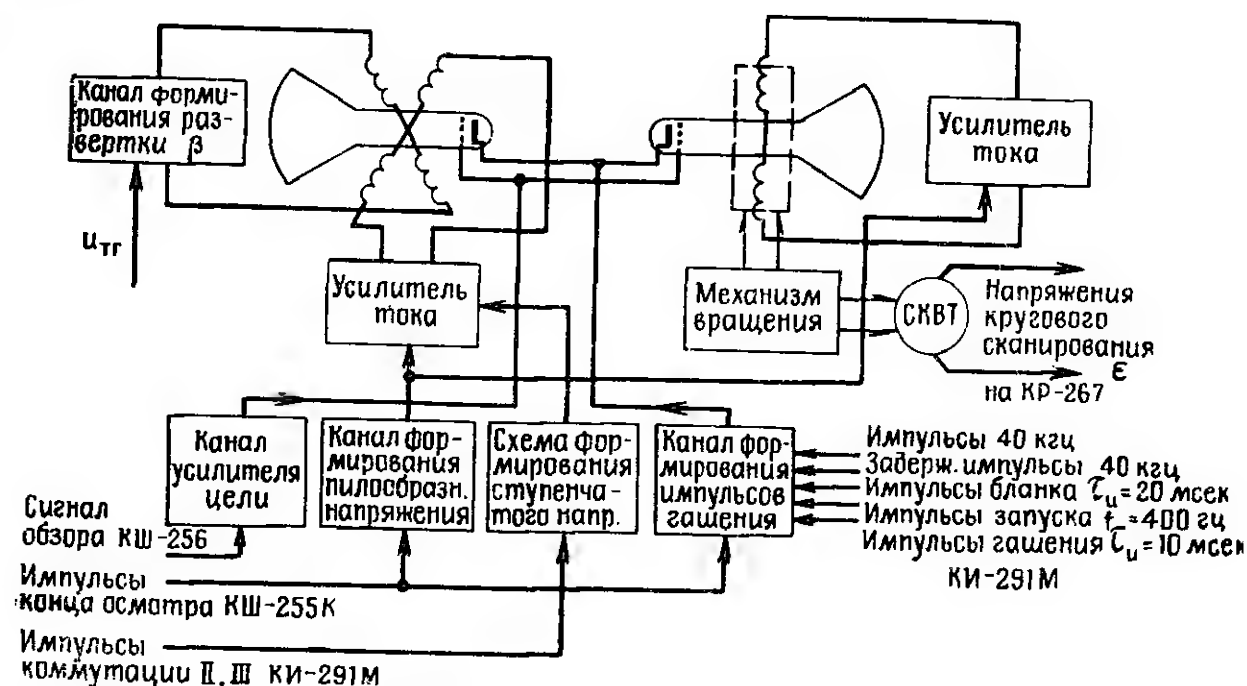


Рис. 56. Функциональная схема индикаторов секторного поиска и кругового сканирования

Функциональная схема блока индикаторов секторного поиска и кругового сканирования (рис. 56) состоит из следующих элементов:

- канала формирования пилообразного напряжения развертки скорости;
- схемы формирования ступенчатого напряжения;
- канала формирования развертки по азимуту;
- механизма вращения отклоняющей катушки и СВТ;
- канала усилителя сигналов цели;
- канала формирования импульсов гашения.

Работа каналов блока определяется режимом РПЦ.

В режиме секторного поиска на усилители тока подаются пилообразное напряжение развертки скорости и ступенчатое напряжение, под действием которых вырабатываются ступенчатые и пилообразные токи в катушках горизонтального отклонения электроннолучевых трубок.

Принцип формирования горизонтальной развертки иллюстрируется временными диаграммами напряжений, показанными на рис. 57.

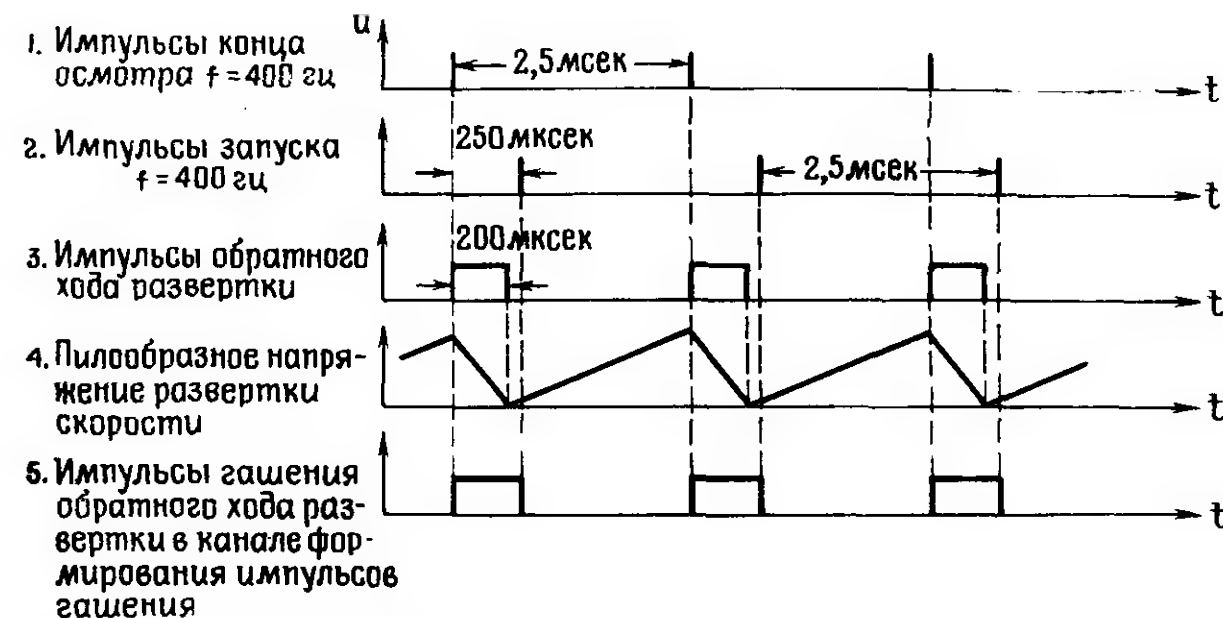


Рис. 57. Временные соотношения при формировании пилообразного напряжения в блоке КИ-237

На вход схемы формирования пилообразного напряжения канала развертки скорости поступают импульсы конца осмотра 90-го фильтра приемного устройства обзора, которыми запускается мультивибратор прямоугольного импульса обратного хода развертки. За временной интервал между импульсами мультивибратора схемой генератора пилообразного напряжения создается пилообразное напряжение прямого хода луча, которое подается на усилитель горизонтального отклонения. Пилообразный ток усилителей создает в отклоняющих катушках линейно изменяющиеся магнитные поля, отклоняющие электронный луч синхронно с последовательным осмотром 90 фильтров приемного устройства обзора. Так как цель имеет вполне определенную радиальную скорость, то сигнал, отраженный от нее, будет индицироваться при осмотре вполне определенного фильтра на соответствующем месте горизонтальной развертки.

На вход схемы формирования ступенчатого напряжения канала развертки скорости подаются прямоугольные импульсы длительностью 30 мсек, частотой 10 гц. Временные соотношения схемы формирования ступенчатого напряжения показаны на рис. 58. Это напряжение образуется путем смешивания

предварительно измененных по амплитуде импульсов коммутации II и III. Выходное ступенчатое напряжение, коммутируемое синхронно с переключением диапазонов осмотра 90 фильтров по скорости, смешивается с пилообразным напряжением.

Таким образом, луч трубки секторного поиска блока КИ-237 отклоняется по горизонтали магнитным потоком тока, изменяющегося по закону, изображенному на рис. 59.

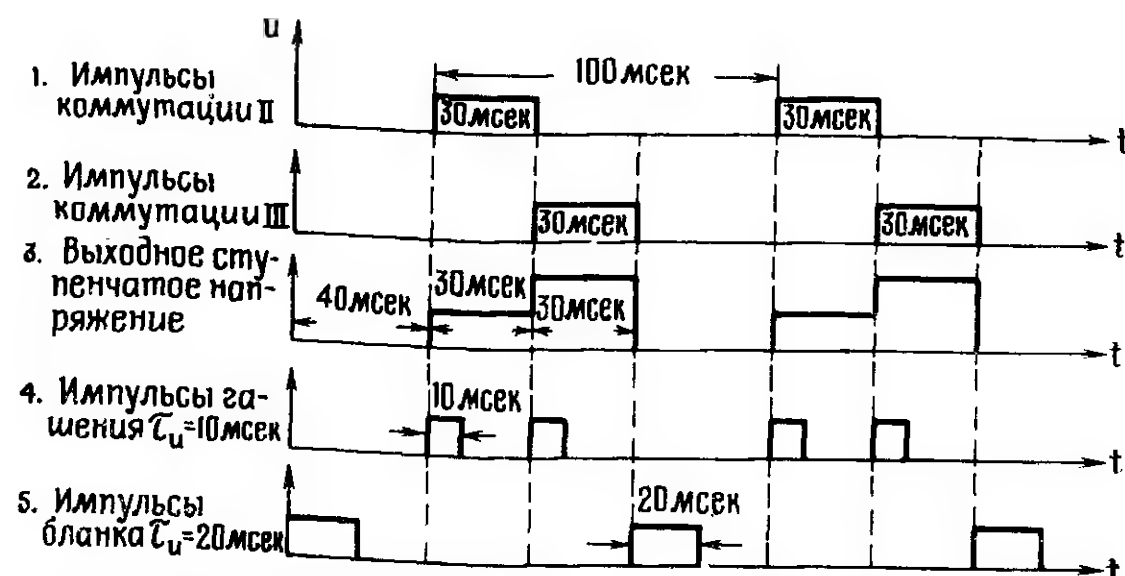


Рис. 58. Временные соотношения схемы формирования ступенчатого напряжения в блоке КИ-237

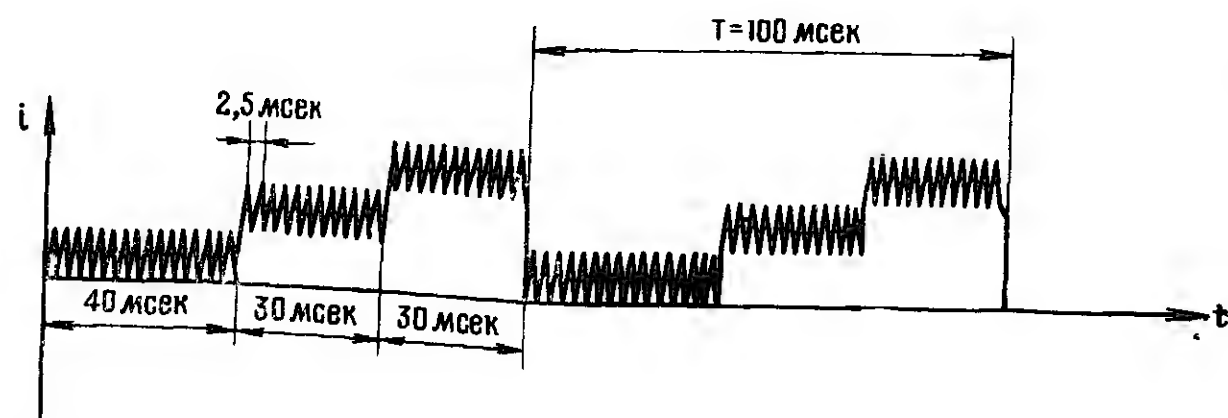


Рис. 59. Закон изменения тока в катушках горизонтального отклонения луча трубки секторного поиска блока КИ-237

Канал формирования развертки по азимуту предназначен для выработки пилообразного тока в катушках вертикального отклонения луча левой электроннолучевой трубки под воздействием пилообразного напряжения системы управления антеннами (рис. 60), которое меняется согласованно с движением антенного поста К-1 по азимуту в пределах обзора и имеет значения ± 30 в при его крайних положениях.

Магнитные поля отклоняющих систем трубки секторного поиска воздействуют на электронный луч одновременно, так что последний движется снизу вверх и слева направо. Из

сравнения рис. 59 и 60 видно, что период отклонения луча по горизонтали во много раз меньше времени отклонения луча по вертикали. За время движения снизу вверх луч переместится слева направо 20 раз (2 сек : 100 мсек). При этом образуется растр телевизионного типа, состоящий из 20 троек восьмиллинейных пакетов (см. рис. 54).

Канал формирования импульсов гашения предназначен для выдачи в катод трубки положительных прямоугольных импульсов, запирающих электроннолучевую трубку на время:

— обратного хода пилообразного напряжения канала горизонтальной развертки (рис. 57, 5);

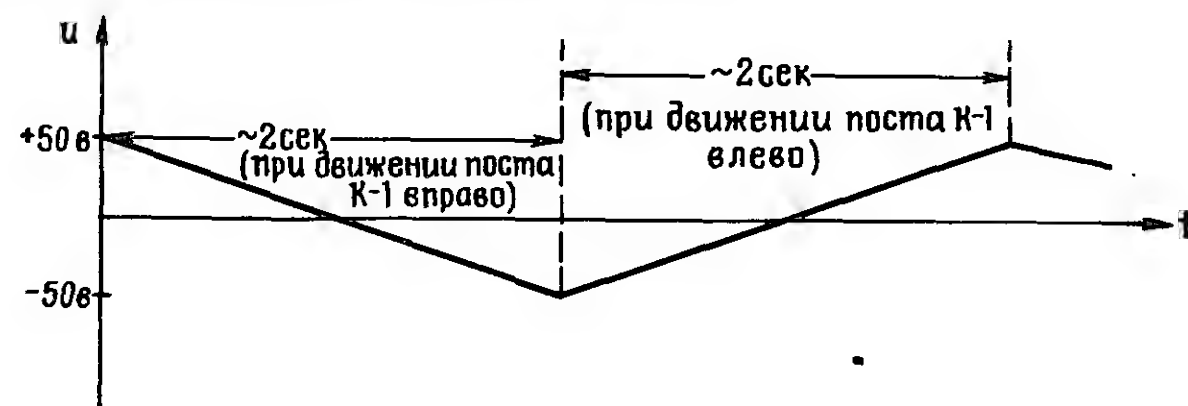


Рис. 60. Пилообразное напряжение вертикального отклонения

— обратного хода ступенчатого напряжения (рис. 58, 5);
— помех переходного процесса гетеродинов обзора приемного устройства (рис. 58, 4);
— помех «звона» фильтров приемного устройства.

На канал формирования импульсов гашения подаются:

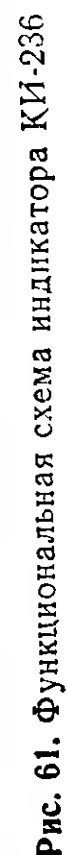
- импульсы бланка длительностью 20 мсек;
- импульсы гашения длительностью 10 мсек;
- импульсы запуска пилообразного напряжения развертки скорости ($f = 400$ гц);
- импульсы конца осмотра 90-го фильтра (импульсы срыва пилообразного напряжения развертки скорости) ($f = 400$ гц);
- импульсы частоты 40 кГц срыва генератора гашения «звона»;
- импульсы частоты 40 кГц запуска генератора гашения «звона».

Гашение трубки на время обратных ходов луча и помех улучшает условия наблюдения сигнала, отраженного от цели.

Канал усилителя сигналов цели служит для усиления отраженного сигнала, поступающего из приемного устройства обзора, и выдачи его на управляющий электрод электроннолучевой трубки. Сигнал цели индицируется как светящаяся точка на развертке в момент осмотра соответствующего фильтра. Фильтры приемного устройства обзора на каждом из трех диапазонов скорости осматриваются по восемь раз.

Отметка цели представляет собой светящуюся точку на радиальной развертке (см. рис. 54), появляющуюся в момент осмотра фильтра приемного устройства, через который проходит сигнал от этой цели. Отметка будет круговой, если цель находится на оси вращения диаграммы направленности.

Канал развертки скорости вырабатывает пилообразные токи в катушках горизонтального отклонения луча



электроннолучевой трубки. Отклонение луча трубки по горизонтали синхронизировано по времени с процессом осмотра 90 фильтров приемного устройства обзора. Работа канала и его временные соотношения аналогичны работе и временным соотношениям схемы формирования пилообразного напряжения (см. рис. 57) блока индикаторов секторного поиска и кругового сканирования (блоки КИ-237).

Канал развертки дальности предназначен для выработки пилообразного тока в катушках вертикального отклонения луча электроннолучевой трубки. Отклонение луча трубки по вертикали синхронизировано с процессом перемещения по дальности кода обзора приемного устройства обзора.

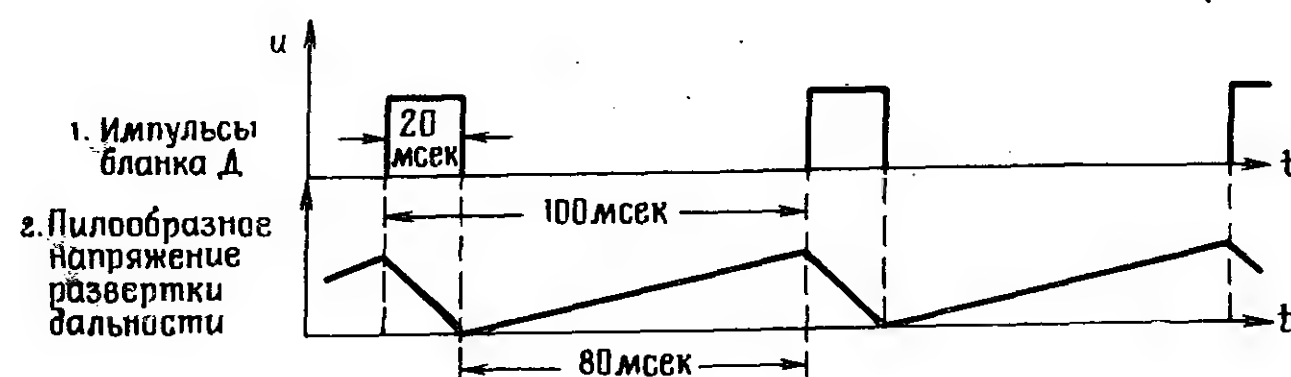


Рис. 62. Временные диаграммы напряжений канала развертки дальности

Принцип формирования вертикальной развертки иллюстрируется временными диаграммами напряжений канала, приведенными на рис. 62.

На вход схемы генератора пилообразного напряжения канала развертки дальности поступают импульсы бланка D длительностью 20 мсек. За временной интервал между импульсами схемой генератора создается пилообразное напряжение прямого хода луча. Оно подается на усилители вертикального отклонения. Пилообразный ток усилителей создает в вертикально отклоняющих катушках линейно изменяющиеся магнитные поля. Магнитные поля отклоняющих систем трубки индикатора обзора воздействуют на электронный луч одновременно. Очевидно, что за время прямого хода отклонения луча по вертикали, равное 80 мсек, луч отклонится по горизонтали 32 раза ($80 \text{ мсек} : 2,5 \text{ мсек} = 32$), при этом образуется растр индикатора.

Канал импульсов гашения предназначен для выдачи на катод трубки положительных прямоугольных импульсов, запирающих электроннолучевую трубку на время обратных ходов вертикальной и горизонтальных разверток, а также на время помех переходных процессов гетеродинов и «звона» фильтров приемного устройства. Прямоугольные импуль-

сы бланка D , импульсы гашения переходных процессов гетеродинов, поступающие от системы синхронизации, транслируются каналом, а импульсы гашения обратного хода горизонтальной развертки и «звона» фильтров формируются собственными генераторами.

Принцип формирования этих импульсов изображен на рис. 57 и 63.

Импульсами конца осмотра (см. рис. 57) 90-го фильтра запускается генератор импульса гашения обратного хода. Срыв генератора производится импульсами $f = 400 \text{ гц}$ системы синхронизации.

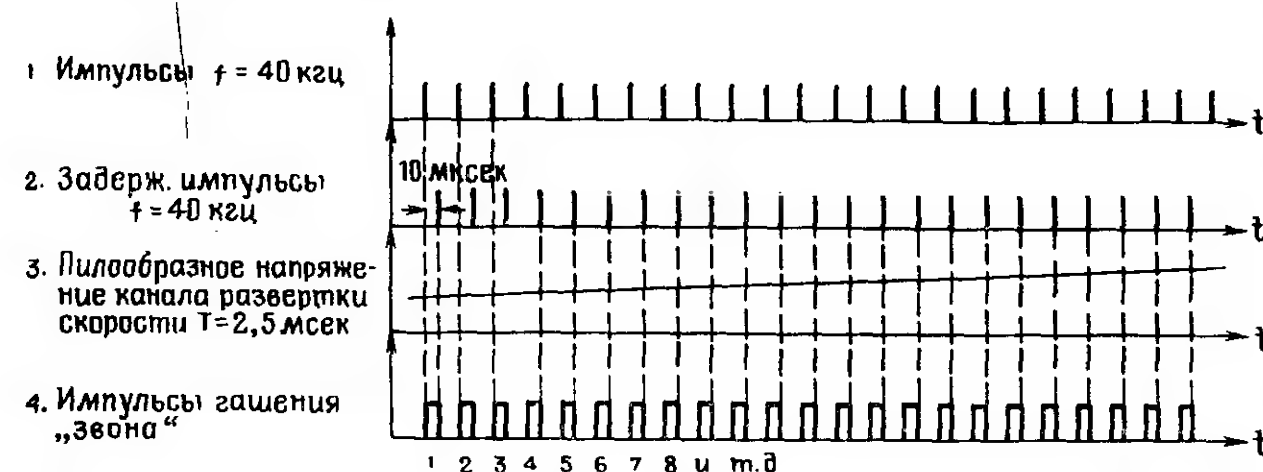


Рис. 63. Временные соотношения в канале гашения при формировании импульсов гашения «звона»

Импульсами $f = 40 \text{ кГц}$ (см. рис. 63) запускается генератор импульса гашения «звона». Срыв генератора производится задержанными импульсами $f = 40 \text{ кГц}$.

Канал яркостных отметок предназначен для формирования импульсов двойной вертикальной метки (ВМ), импульсов горизонтальной метки (ГМ), смешивания их с сигналом цели приемного устройства и выдачи суммарного сигнала на управляющий электрод трубки. Импульсы запуска вертикальной метки (рис. 64) представляют собой пары импульсов, следующие с той же частотой, что и пилообразное напряжение горизонтальной развертки. Импульсы запуска вертикальной (скоростной) метки определяют начало и конец осмотра центральных фильтров. Они вызывают свечение двух точек на каждой строке горизонтальной развертки, благодаря чему образуются на растре две вертикальные линии.

Установка сигнала цели между вертикальными метками в режиме монохроматического излучения свидетельствует о наличии сигнала этой цели на выходе приемного устройства сопровождения, т. е. является разрешением на включение режима автосопровождения по угловым координатам и скорости.

Горизонтальная метка индикатора обзора вырабатывается в момент совмещения качающегося кода обзора приемного

устройства обзора с кодом сопровождения приемного устройства сопровождения. Горизонтальная метка формируется путем подсвета центральной строки горизонтальной развертки.

Принцип формирования импульса подсвета горизонтальной метки иллюстрируется временными диаграммами, показанными на рис. 64.

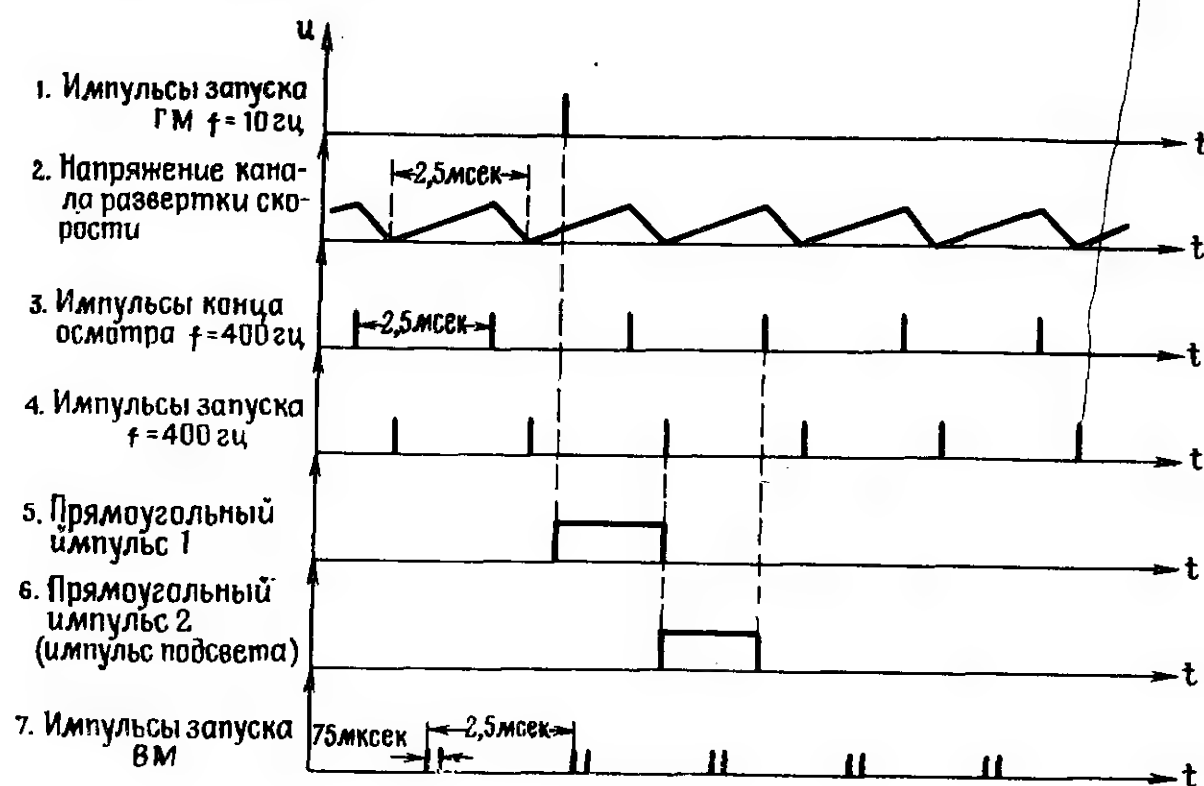


Рис. 64. Временные соотношения при формировании импульсов подсвета горизонтальной и вертикальных меток

На вход схемы формирования импульса подсвета при совмещении кодов обзора и сопровождения поступают импульсы запуска с частотой 10 Гц, которыми запускается схема прямоугольного импульса 1. Срыв схемы производится импульсами $f = 400$ Гц блока синхронизатора. Импульс запуска оказывается привязанным к началу ближайшей горизонтальной развертки. Задним фронтом импульса 1 запускается генератор прямоугольного импульса 2, срыв которого производится импульсами конца осмотра 90-го фильтра. Сформированный прямоугольный импульс 2 равен по длительности прямому ходу центральной горизонтальной развертки и при выдаче на электрод трубки вызывает дополнительный подсвет центральной строки. В режиме «ФКМ» (фазокодовой манипуляции) РПЦ нахождение отметки цели на горизонтальной метке и отсутствие двоения метки цели при включении нониуса являются индикацией определения следящей системой наклонной дальности до цели.

Импульсы подсвета ВМ и ГМ на общем смесителе смешиваются с усиленным сигналом приемного устройства обзора.

Канал формирования запусков и передачи

изображения предназначен для передачи на выносной индикатор целераспределения командного пункта:

- импульсов переднего и заднего фронта бланка Д;
- импульсов гашения обратного хода горизонтальной развертки;
- импульсов частотой 40 кГц;
- отраженного сигнала;
- импульсов подсвета горизонтальной метки;
- импульсов подсвета вертикальной метки.

Канал контроля режима АС является автономным устройством, позволяющим дополнительно контролировать наличие режима автосопровождения по фигуре Лиссажу (окружности). В состав канала входят электроннолучевая трубка и два идентичных усилителя напряжений вертикального и горизонтального отклонений луча. Для отклонения луча по вертикали используется непрерывный отраженный сигнал цели $\sim f = 330$ кГц, снимаемый с выхода приемного устройства сопровождения, для отклонения луча по горизонтали — опорное напряжение той же частоты, поступающее от следящей системы скорости (из блока КС-211).

Канал измерительных приборов служит для измерения постоянных напряжений, пропорциональных наклонной дальности и величине радиальной составляющей скорости цели. Стрелочные приборы передней панели блока КИ-236 градуированы в километрах и метрах в секунду и позволяют оценить дальность и скорость сопровождаемой цели.

Индикатор пуска

Индикатор пуска предназначен для опознавания целей, определения момента пуска ракет и контроля за их самонаведением. При проведении регламентных работ и контроля функционирования индикатор используется как контрольный осциллограф.

Индикатор пуска (рис. 65) состоит из следующих элементов:

- схемы формирования управляющих напряжений развертки пуска (луча I);
- схемы формирования управляющих напряжений развертки опознавания и контроля самонаведения (луча II);
- схемы контрольного осциллографа.

Индикатор может работать в штатном или осциллографическом режиме.

В штатном режиме формируются две развертки: развертка пуска с масштабами 70, 200 и 400 км (луч I) и развертка опознавания с масштабами 10 и 500 км или развертка контроля самонаведения с масштабом 500 км (луч II) (рис. 66).

дальности РПЦ ($r_{ц}$) и калибрационные метки дальности 20 км или 1 км.

На развертке контроля самонаведения индицируются сигнал ответчика, шумы приемного устройства и калибрационные метки дальности 20 км.

В осциллографическом режиме формируется только одна развертка — развертка контрольного осциллографа.

Схема формирования управляющих напряжений луча I предназначена для формирования пилообразного напряжения развертки и импульсных (а также ярких) сигналов изображения.

Временные соотношения импульсов показаны на рис. 67.

Импульсами начала интервалов, поступающими с частотой 400 гц из аппаратуры преобразования цифр в аналоговые величины, обеспечивается формирование пилообразного напряжения развертки пуска. Пилообразное напряжение подается на пластины горизонтального отклонения луча I.

Индикация данных задачи пуска ($r_{ц}$, $r_{т.в}$, $r_{т.в.п}$, $r_{б}$, $r_{д.эф}$, $r_{д.п}$) обеспечивается подачей импульсов $r_{ц}$, $r_{т.в}$ и $r_{т.в.п}$ на пластины вертикального отклонения и всех перечисленных импульсов — на катод трубки для яркостного подсвета.

Каждый из указанных импульсов поступает из аппаратуры преобразования цифр в аналоговые величины с частотой 20 гц (кроме импульса $r_{д.эф}$, имеющего частоту 3—4 гц).

Временное положение каждого импульса относительно начала развертки определяет дальность соответствующей точки в пространстве.

Схема формирования управляющих напряжений луча II предназначена для формирования развертки опознавания или развертки контроля самонаведения с соответствующими сигналами изображения.

Режим опознавания включается нажатием кнопки ЗАПРОС при установке переключателя ОПОЗНАВАНИЕ в положение «Грубо» или «Точно» (см. рис. 65).

В положении «Грубо» запуск развертки производится импульсом R_0/r_0 , масштаб развертки — примерно 500 км.

Сигналами изображения являются: сигнал опознавания, импульс следящей системы дальности РПЦ ($r_{ц}$) и калибрационные метки дальности 20 км.

Вид развертки показан на рис. 66, в.

Положение положительного импульса опознавания вблизи отрицательного импульса $r_{ц}$ является признаком «цель — свой».

В положении «Точно» развертка запускается импульсами $r_{ц}$ следящей системы дальности, поступающими через контакты реле Р2 и Р3, масштаб развертки — 10 км.

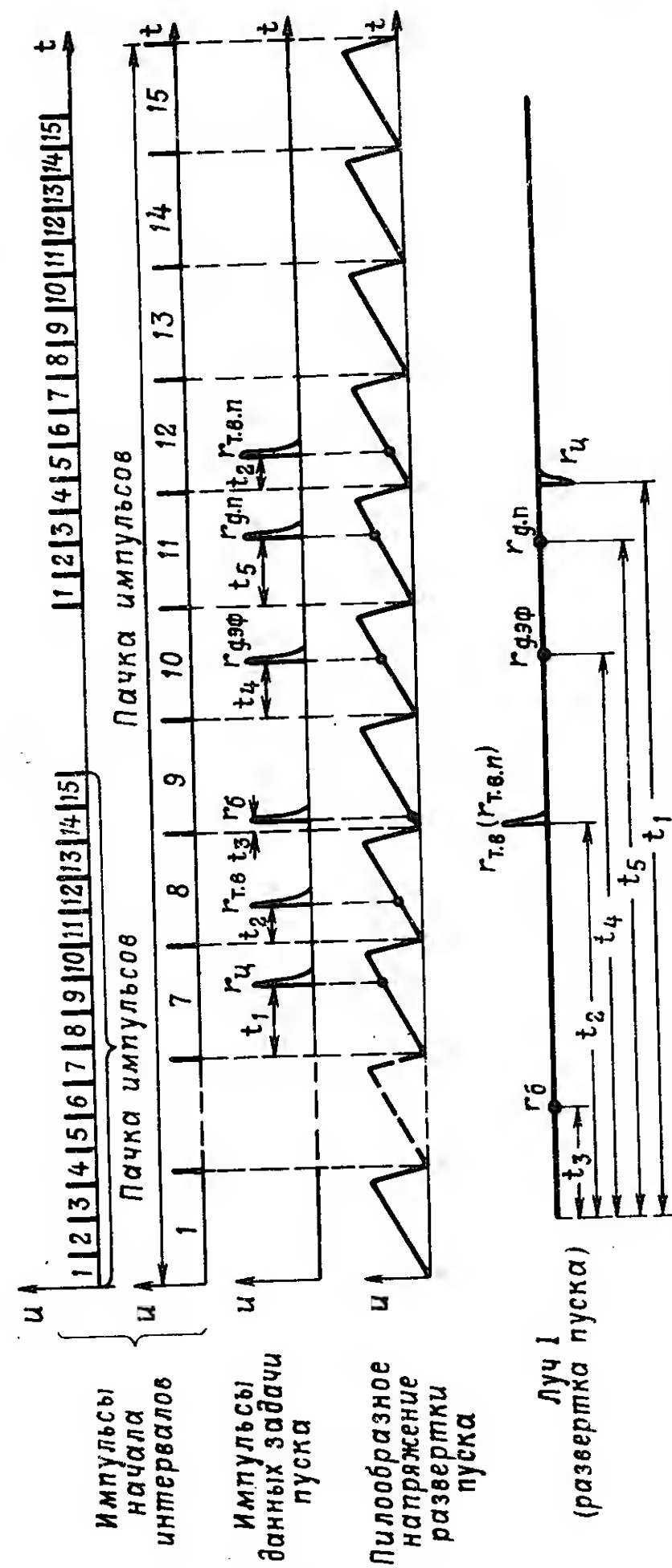


Рис. 67. Временные соотношения в канале индикатора пуска

Сигналами изображения являются: сигнал опознавания, импульс $r_{\text{ц}}$ следящей системы дальности, задержанный на линиях задержки для наблюдения в середине развертки, и калибрационные метки дальности 1 км.

Вид развертки показан на рис. 66, б.

Так как опознавание «Точно» производится при автосопровождении цели по дальности, то импульс $r_{\text{ц}}$ накладывается на сигнал опознавания и в изображении получается вырез.

Режим контроля самонаведения включен постоянно, если не проводится опознавание.

Запуск развертки луча II производится импульсами r_0 КРО литерной частоты, которая меняется при перестройке. Масштаб развертки — примерно 500 км.

Сигналами изображения являются: сигнал ответчика ракеты с шумами приемного устройства и калибрационные метки дальности 20 км.

Вид развертки контроля самонаведения показан на рис. 66, а.

Импульс контрольного ответчика при наличии АС цели головкой самонаведения не мерцает. Мерцание импульса является признаком потери цели головкой самонаведения и указывает на необходимость повторного обстрела цели.

Схема контрольного осциллографа предназначена для формирования осциллографической развертки и индикации процессов, происходящих в различных устройствах РПЦ.

Понятие о режимах работы РПЦ

Режимы, в которых может работать РПЦ, подразделяются на три группы:

- режимы рода работы;
- режимы вида излучения;
- режимы вида управления.

Режимы рода работы определяются положением переключателя БР — КС — ТР блока включения КИ-2202.

Режим «БР» («Боевая работа») исключает возможность включения вспомогательных схем, используемых при регламентных работах.

Режим «КС» («Контроль станции») обеспечивает проведение функционального контроля и регламентных работ на аппаратуре.

Режим «ТР» («Тренировка») обеспечивает тренировку операторов РПЦ.

Режимы вида излучения:

Режим монохроматического излучения включается нажатием кнопки ГЛАДКИЙ и используется при обнаружении цели. Режим монохроматического излучения

устанавливается автоматически с включением секторного поиска или кругового сканирования.

Режим половинной манипуляции включается нажатием кнопки ПОЛОВИН. и используется при наведении по дальности. Излучение ведется фазокодоманипулированным сигналом при сдвиге фазы на 75° .

Режим полной манипуляции включается нажатием кнопки ПОЛН. и используется при сопровождении цели. Излучение ведется фазокодоманипулированным сигналом при сдвиге фазы на 150° .

Режимы монохроматического излучения, половинной и полной манипуляции являются взаимноисключающими.

Режимы вида управления:

Режим управления РПЦ от местных датчиков является исходным для РПЦ. В этом режиме управление осуществляется по дальности штурвалом дальности, по скорости рукояткой, по угловым координатам штурвалами ϵ и β .

Режим целеуказания используется для наведения РПЦ на цель. Дистанционное включение целеуказания осуществляется из кабины К-9. Включение режима целеуказания возможно и с помощью местных органов ЦУ ϵ , ЦУ β , ЦУ Д, V (при этом загораются лампы сигнализации ЦУ и гаснут лампы МД). Выключение режима целеуказания по угловым координатам производится при дистанционном включении только из кабины К-9, при местном включении — с помощью кнопок ЦУ ВЫКЛЮЧЕНО кабины К-2. Выключение режима целеуказания по дальности и скорости производится кнопкой Д, V МД кабины К-2 независимо от вида включения.

Режимы секторного поиска и кругового сканирования используются при поиске цели и наведении на нее антенной системы по угловым координатам. Режимы секторного поиска и кругового сканирования взаимноисключающиеся. Управление положением антенной системы в этих режимах производится с помощью штурвалов при включенном режиме местных датчиков. В режиме целеуказания при круговом сканировании управление может осуществляться с помощью рукоятки.

Режим автоматического сопровождения — режим захвата цели по дальности, скорости и угловым координатам. При автосопровождении цели работа РПЦ осуществляется в режиме полной манипуляции или режиме монохроматического излучения, но с узкой диаграммой направленности.

9. ИМИТАТОР ЦЕЛИ

Имитатор цели (шкаф КФ-21) предназначен для тренировки операторов РПЦ и обеспечения регламентных работ на устройствах аппаратной кабины.

В состав имитатора входят следующие блоки:

- блок задатчика дальности КФ-271;
- блок генератора тактовых и кодовых импульсов КД-272А;
- блок генератора тактовых и кодовых импульсов КД-272Б;
- блок задатчика скорости КФ-211;
- блок фазового манипулятора КЛ-251А;
- блок амплитудно-фазового модулятора КФ-251;
- блок питания КИ-2201.

Аппаратура имитатора создает фазокодоманипулированные сигналы двух целей на первой промежуточной частоте, имеющих одинаковые угловые координаты и радиальные скорости и рассовмещенных по дальности на постоянную величину. Сигнал второй цели получается вследствие задержки сигналов первой цели.

Функциональная схема аппаратуры имитатора и ее связи изображены на рис. 68.

Имитатор может работать в режиме «Тренажер» или в режиме «Контроль».

Режим «Тренажер» является режимом комплексной тренировки операторов РПЦ. Имитированная цель в этом режиме движется в соответствии с изменением данных целеуказания, выдаваемых из кабины К-9. Дальность целеуказания из кабины К-9 выдается на цифровую вычислительную машину РПЦ, где осуществляется ее сравнение с дальностью имитатора $r_{тр}$ блока КФ-271, предварительно преобразованной аппаратурой преобразователя из аналоговой формы в цифры. Сигнал ошибки аппаратуры преобразователя цифр в напряжение является управляющим для интегратора блока задатчика дальности КФ-271. Импульс $r_{тр}$ блока задатчика дальности устанавливается на дальность целеуказания, заданную магнитофоном. На эту же дальность устанавливается и код имитированного сигнала цели, сформированный блоками КД-272А и КД-272Б (работа этих блоков определяется временным положением импульса $r_{тр}$ блока КФ-271). При изменении данных целеуказания по дальности будет перемещаться по дальности и код имитированного сигнала.

В блоке фазового манипулятора происходит заполнение кода сигналом первой промежуточной частоты $f_{пч1} = 27,885 \text{ МГц} \pm f_{дмит}$, выдаваемым из блока КФ-211.

Напряжение первой промежуточной частоты блока КФ-211 образуется следующим образом. На дискриминаторе нулевых

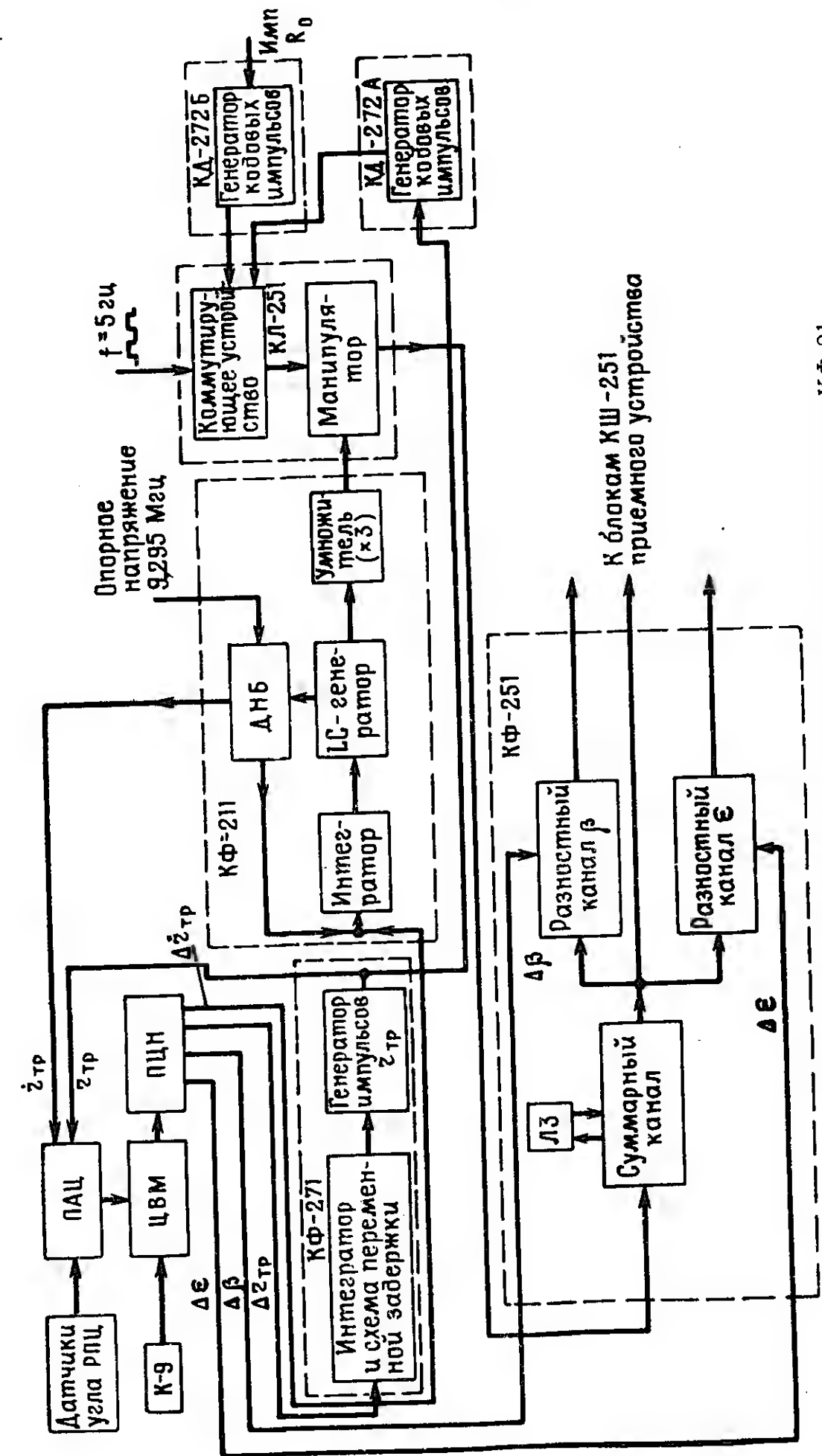


Рис. 68. Функциональная схема аппаратуры имитатора КФ-21

биений блока КФ-211 сравниваются напряжения опорной частоты $9,295 \text{ Мгц}$ и LC -генератора. При различии частот управляющий сигнал постоянного тока от ДНБ выдается на интегратор блока КФ-211. Интегратор перестраивает LC -генератор до тех пор, пока разность сравниваемых частот в ДНБ не будет равна нулю. Таким образом, данная следящая система поддерживает частоту LC -генератора равной $9,295 \text{ Мгц}$, а частоту выходного сигнала ($9,295 \text{ Мгц} \times 3 = 27,885 \text{ Мгц}$) равной первой промежуточной частоте.

Скорость цели вводится в сигнал промежуточной частоты, формируемый в блоке КЛ-251, в виде частоты доплеровской добавки. На интегратор блока КФ-211 выдается напряжение $\Delta \dot{r}_{\text{тр}}$, пропорциональное разности $\dot{r}_{\text{цц}} - \dot{r}_{\text{тр}}$, определенной цифровой вычислительной машиной. Максимальная величина напряжения $\Delta \dot{r}_{\text{тр}}$ вызывает расстройку LC -генератора на величину частоты, равную $\pm \frac{f_{\text{лимит}}}{3} \text{ кгц}$.

Следовательно, для заполнения кода в блок КЛ-251А выдается напряжение сигнала частоты $\left(9,295 \text{ Мгц} \pm \frac{f_{\text{лимит}}}{3}\right) \cdot 3 = 27,885 \text{ Мгц} \pm f_{\text{лимит}}$.

Таким образом, выходной фазокодоманипулированный сигнал блока КЛ-251А содержит информацию о дальности и радиальной скорости цели, задаваемых магнитофоном командного пункта.

Сигнал первой промежуточной частоты имитируемой цели поступает в блок амплитудно-фазового модулятора, где с помощью линии задержки формируются сигналы второй цели, а также осуществляется ввод информации об угловом положении цели.

Угловое положение имитированной цели определяется сигналом первой промежуточной частоты в разностных каналах блока КФ-251. Амплитуда этого сигнала пропорциональна вычисленным в ЦВМ углам $\Delta \varepsilon = \varepsilon_{\text{цц}} - \varepsilon_{\text{рпц}}$ и $\Delta \beta = \beta_{\text{цц}} - \beta_{\text{рпц}}$, а фаза определяется знаком этих углов. Напряжения $u_{\Delta \varepsilon}$ и $u_{\Delta \beta}$, пропорциональные подсчитанной в ЦВМ разности между данными целеуказания по угловым координатам и положением антенной системы РПЦ, поступают от аппаратуры ПЦН.

Выходы каналов блока КФ-251 соединены с соответствующими каналами приемного устройства РПЦ кабины К-2.

ЦИФРОВАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ МАШИНА И ЦИФРОВЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ РПЦ

1. НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ОСНОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ТЕХНИКИ

Системы счисления

Системой счисления называется способ записи чисел условными знаками (цифрами).

Система счисления называется позиционной, если значение каждой цифры в числе зависит от ее положения (позиций). Так, например, число 333 записывается одной и той же цифрой, правая цифра означает количество единиц в числе, средняя — количество десятков, левая — количество сотен. Положение (позиция) цифры в числе называется разрядом. Разряды нумеруются справа налево, начиная с нулевого.

Десятичной системой счисления называется такая система, в которой основание равно 10. Основанием системы называется количество цифр, применяемых в системе для изображения числа. В десятичной системе любое число изображается с помощью следующих цифр: 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9. В десятичной системе цифра в нулевом разряде означает количество единиц в числе, цифра в 1-м разряде — количество десятков, цифра во 2-м разряде — количество сотен и т. д., т. е. единица каждого последующего разряда больше единицы предыдущего разряда в 10 раз.

Основанием системы счисления может быть любое целое число, кроме единицы.

Двоичной системой счисления называется такая система, в которой основание равно двум. Поэтому для изображения любого числа в данной системе достаточно двух цифр: нуля и единицы. Следовательно, любое число в двоичной системе изображается набором единиц и нулей, например: 1011000111.

Если в десятичной системе единица каждого последующего разряда больше единицы предыдущего разряда в 10 раз, то в двоичной системе каждая единица последующего разряда больше единицы предыдущего разряда в два раза. Поэто-

му цифра в нулевом разряде двоичного числа означает количество единиц в числе, цифра в 1-м разряде — количество двоек, цифра во 2-м разряде — количество четверок и т. д.

Переход от десятичной системы к двоичной осуществляется двумя способами: способом деления на основание и табличным способом.

Для перевода целого десятичного числа в двоичное способом деления на основание его нужно делить на два до тех пор, пока частное не станет равным единице. Для записи двоичного числа последовательно выписываются остатки начиная с единицы частного.

Пример:

$$\begin{array}{r}
 37 \cdot 2 \\
 \hline
 36 \quad 18 \\
 \hline
 1 \quad 18 \\
 \hline
 \quad 0 \quad 9 \\
 \hline
 \quad \quad 8 \\
 \hline
 \quad \quad 1 \quad 2 \\
 \hline
 \quad \quad \quad 4 \quad 2 \\
 \hline
 \quad \quad \quad 4 \quad 2 \\
 \hline
 \quad \quad \quad 0 \quad 2 \\
 \hline
 \quad \quad \quad \quad 1
 \end{array}$$

Следовательно, 37 в двоичной системе запишется как 100101.

Для перевода десятичного числа в двоичное табличным способом необходимо иметь таблицу степеней двойки (табл. 1).

Таблица 1

Показатель степени n (номер разряда)	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	и т. д.
Степень 2^n	1	2	4	8	16	32	64	128	256	512	1024	2048	

В переводимом числе по таблице находится максимальная степень двойки. В разряде двоичного числа, равном показателю этой степени, записывается единица. Из переводимого числа вычитается максимальная степень двойки. С полученным остатком поступают аналогичным образом до тех пор, пока остаток не станет равным нулю. В разрядах двоичного

числа, степени которых не содержатся в переводимом числе, записываются нули.

Пример. Необходимо перевести число 344 табличным способом. По таблице находим в данном числе максимальную степень. Это будет 256. В 8-м разряде двоичного числа записываем 1. Из 344 вычитаем 256, получим остаток 88. В этом остатке вновь находим максимальную степень двойки. Это будет 64. В 6-м разряде записываем 1. От 88 отнимаем 64, получим 24. Вновь находим степень двойки. Это будет 16. В 4-м разряде записываем 1. От 24 отнимаем 16, получим 8. В 3-м разряде записываем 1. Остаток равен нулю. На этом цикл перевода заканчивается. В остальных разрядах записываем нули. Следовательно, 344 в двоичной системе запишется в следующем виде:

$$\begin{array}{cccccccccc}
 8p & 7p & 6p & 5p & 4p & 3p & 2p & 1p & 0p \\
 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0
 \end{array}$$

Переход от двоичной системы к десятичной осуществляется путем суммирования значений единиц двоичного числа.

Пример. $344 = 101011000 = 256 + 64 + 16 + 8 = 344$.

Физическое представление двоичных чисел в ЦВМ осуществляется статическим или динамическим способом.

При статическом способе двоичный код представляется различными уровнями напряжения (рис. 69). Для пред-

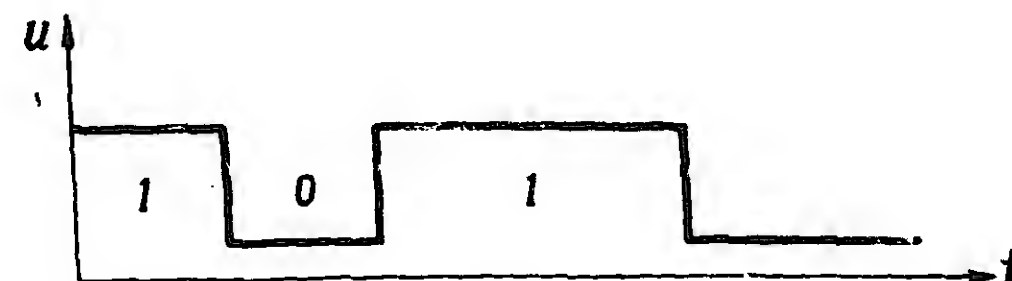


Рис. 69. Представление двоичного кода с помощью уровней напряжения

ставления единицы используется высокий уровень напряжения u_v , для представления нуля — низкий уровень напряжения u_n .

При динамическом способе двоичный код представляется с помощью импульсов. Наличие импульса соответствует единице, отсутствие — нулю (рис. 70).



Рис. 70. Представление двоичного кода с помощью импульсов

Индикация двоичных чисел осуществляется с помощью электрических ламп. Горящая лампа соответствует единице в данном разряде, негорящая — нулю.

Передача двоичных чисел может осуществляться последовательно во времени либо параллельно.

При последовательной передаче (последовательный код) код числа передается по одному каналу, как правило, младшим разрядом вперед. При этом время на передачу числа

$$t = nT,$$

где n — количество разрядов в числе;

T — время передачи одного разряда.

При параллельном способе передачи (параллельный код) код числа передается по n каналам (n — количество разрядов в числе). Время на передачу числа в этом случае равно времени передачи одного разряда $t = T$.

Основные элементы и узлы преобразующих устройств

Основными типовыми элементами и узлами преобразующих устройств являются статический триггер, двоичный счетчик и регистры.

Статический триггер является основным типовым элементом, на котором построены все устройства преобразователей.

Принципиальная схема статического триггера показана на рис. 71.

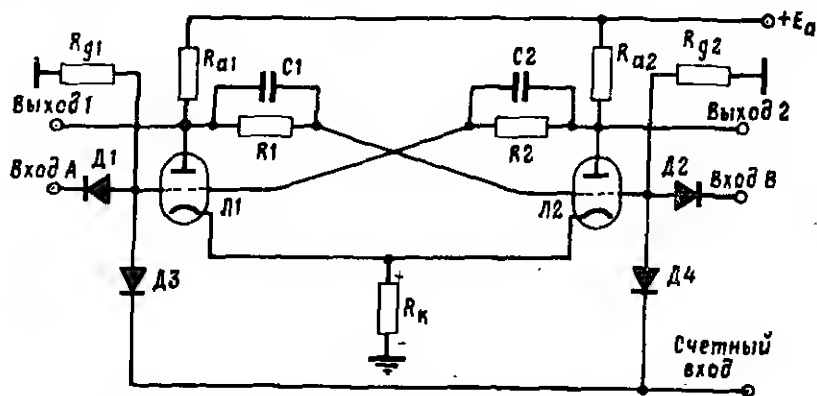


Рис. 71. Принципиальная схема статического триггера

В исходном состоянии схемы одна лампа открыта, а другая закрыта за счет протекания тока через открытую лампу и сопротивление R_k . В таком состоянии схема может находиться сколько возможно долго. Управляется схема отрицательными импульсами.

Если принять, что в исходном состоянии лампа Л1 открыта, а лампа Л2 закрыта, то для перевода триггера в другое исходное состояние необходимо на вход А подать отрицательный сигнал. При этом лампа Л1 закроется, а лампа Л2 откроется. Для перевода схемы в первоначальное состояние необходимо на лампу Л2 подать отрицательный сигнал.

Если подавать отрицательные сигналы на счетный вход, то первый импульс переведет схему из одного устойчивого состояния в другое. Второй импульс вернет ее в исходное состояние, третий снова опрокинет схему и т. д.

Условно на функциональных схемах статический триггер обозначается в виде четырехугольника с двумя входами и двумя выходами (рис. 72).

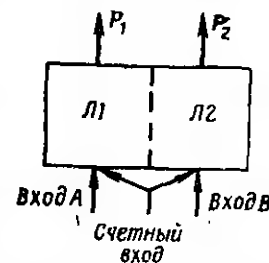


Рис. 72. Условное обозначение статического триггера

Так как триггерная ячейка имеет два устойчивых состояния, то эти состояния можно отождествлять с хранением двоичной информации. Одно устойчивое состояние соответствует хранению нуля, другое — хранению единицы. Принято считать, что ячейка хранит нуль, если лампа Л1 открыта, а лампа Л2 закрыта, и ячейка хранит единицу, если лампа Л1 закрыта, а лампа Л2 открыта.

Цифры у входов ячейки показывают, в какое состояние устанавливается ячейка при подаче сигнала на данный вход. Так, при подаче сигнала на вход А ячейка устанавливается в состояние «1». При подаче сигнала на вход В ячейка устанавливается в состояние «0».

Цифры у выходов показывают, при каком состоянии ячейки будет высокий потенциал на данном выходе. На выходе P_1 высокий потенциал возникнет, когда ячейка будет находиться в состоянии «1». В это время на выходе P_2 будет низкий потенциал. На выходе P_2 высокий потенциал возникнет, когда ячейка будет находиться в состоянии «0». В этом случае на выходе P_1 будет низкий потенциал.

Двоичный счетчик служит для подсчета в двоичном коде подаваемых на его вход импульсов. Счетчик строится на триггерных ячейках, которые соединяются между собой счетными входами.

Схема двоичного счетчика на четыре разряда показана на рис. 73.

Входом счетчика является счетный вход триггера нулевого разряда. Каждый последующий триггер своим счетным входом соединен с первым выходом предыдущего триггера через дифференцирующую цепь. При переходе триггера из

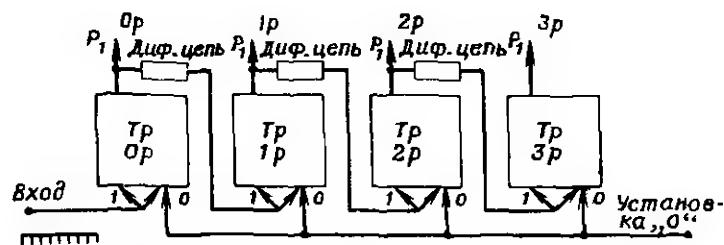


Рис. 73. Двоичный счетчик на четыре разряда

одного устойчивого состояния в другое на выходе P_1 будут положительные и отрицательные перепады напряжения (рис. 74, эпюра 1). Продифференцированные перепады напряжения дают импульсы положительной и отрицательной полярности (эпюра 2). Причем при дифференцировании положительного перепада напряжения получается импульс положительной полярности, при дифференцировании отрицательного перепада напряжения — импульс отрицательной полярности.

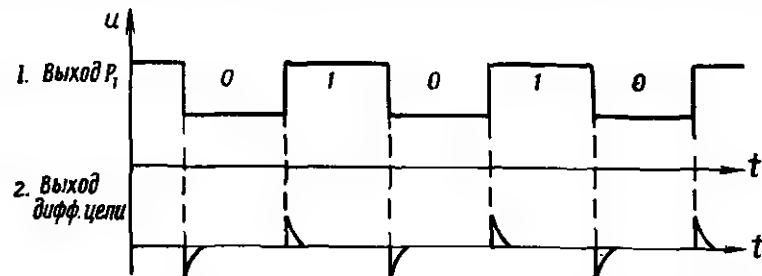


Рис. 74. Диаграмма напряжений на входе и выходе дифференцирующей цепи

Перед началом счета импульсов счетчик обнуляется импульсом установки нуля, который поступает на правый вход каждой триггерной ячейки и устанавливает его в нулевое состояние.

При поступлении первого импульса счета на вход счетчика триггер нулевого разряда устанавливается в состояние «1». На первом выходе будет положительный перепад напряжения, после дифференцирования которого получается импульс положительной полярности. Этот импульс не изменяет состояния триггера 1-го разряда, так как триггерные ячейки управляются импульсом отрицательной полярности.

С поступлением второго импульса счета триггер нулевого разряда устанавливается в состояние «0». На выходе P_1 будет отрицательный перепад напряжения, который после дифференцирования дает отрицательный импульс. Этот импульс устанавливает триггер 1-го разряда в состояние «1».

Третий импульс устанавливает триггер нулевого разряда в состояние «1». Четвертый импульс устанавливает триггер нулевого разряда в состояние «0». Отрицательный импульс триггера нулевого разряда устанавливает в состояние «0» триггер 1-го разряда, отрицательный импульс триггера 1-го разряда устанавливает триггер 2-го разряда в состояние «1» и т. д.

Состояние разрядов счетчика в процессе счета импульсов приведено в табл. 2.

Таблица 2

№ импульса счета		Состояние разрядов счетчика			
		0p	1p	2p	3p
Исходное	состояние	0	0	0	0
1		1	0	0	0
2		0	1	0	0
3		1	1	0	0
4		0	0	1	0
5		1	0	1	0
...		...	...	...	...
15		1	1	1	1

После окончания счета импульсов на счетчике будет двоичный код числа импульсов, подаваемых на вход счетчика. Этот код может быть снят параллельным кодом.

Регистры предназначены для хранения одного двоичного числа. Триггерная ячейка может хранить один разряд двоичного числа. Поэтому для хранения числа, состоящего из n разрядов, необходимо n триггерных ячеек.

В зависимости от способа ввода числа регистры разделяются на регистры параллельного действия, последовательного действия и комбинированные.

Регистр параллельного действия. Схема регистра на четыре разряда показана на рис. 75. Регистр представляет собой четыре триггерные ячейки, входные схемы совпадения (И) и выходные схемы совпадения.

Перед записью числа на регистр подается сигнал установки нуля (сброса) S_0 , который поступает на правый вход триггерных ячеек и устанавливает их в нулевое состояние. Двоичный код записываемого числа в виде потенциалов или импульсов прикладывается к одному из входов входных схем совпадения, после чего на них поступает сигнал приема числа $S_{п.ч.}$. Если код записываемого числа импульсный, то он дол-

жен по времени совпадать с сигналом $S_{п.ч}$. Сигнал $S_{п.ч}$ проходит на выход той схемы совпадения, у которой в разряде имеется единица. Импульсы с выхода схем совпадения поступают на триггерные ячейки и устанавливают их в состояние, соответствующее коду числа.

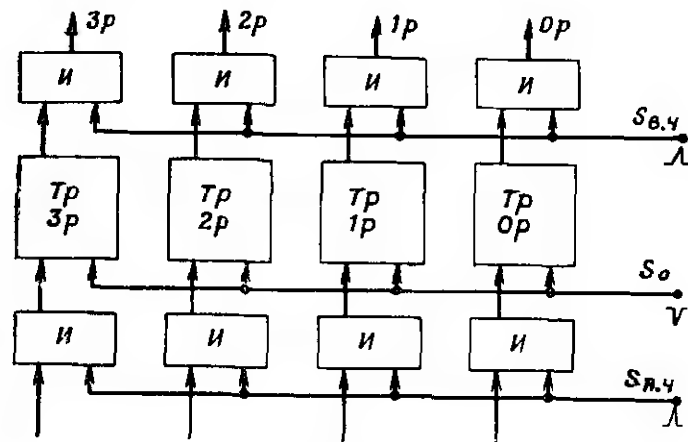


Рис. 75. Регистр параллельного действия на четыре разряда

Для съема числа подается сигнал выдачи числа $S_{в.ч}$, который проходит на выход выходных схем совпадения того разряда, в котором хранится единица. Съем хранимого числа можно осуществлять бесконечное множество раз.

Перед записью нового числа регистр обнуляется сигналом S_0 .

Регистр последовательного действия. В отличие от регистра параллельного действия в регистре последовательного действия ячейки соединены между собой.

Схема регистра на четыре разряда показана на рис. 76.

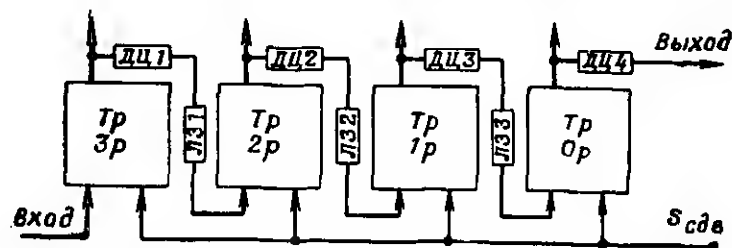


Рис. 76. Регистр последовательного действия на четыре разряда

Двоичный код записываемого числа поступает на левый вход триггера старшего разряда (Зр). Каждый последующий триггер соединен своим левым входом через линию задержки

(ЛЗ) и дифференцирующую цепь (ДЦ) с левым выходом предыдущего триггера. Съем двоичного числа осуществляется последовательным кодом с левого выхода триггера младшего разряда (0р) через ДЦ. На правые входы триггерных ячеек подаются импульсы сдвига $S_{сдв}$.

Работа регистра поясняется эюрами, приведенными на рис. 77 и в табл. 3 на примере записи двоичного числа 1011 (11).

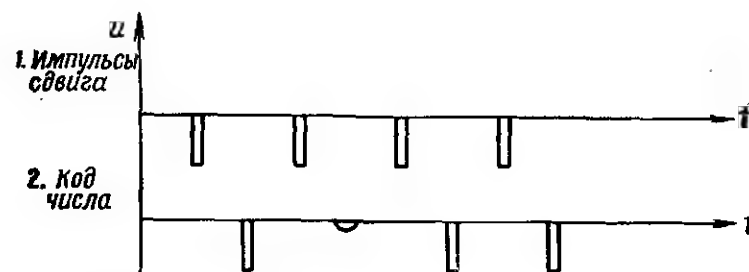


Рис. 77. Взаимное положение импульсов сдвига и импульсов кода числа

Перед записью числа на триггерные ячейки регистра подается первый импульс сдвига (эюра 1), который обнуляет все триггерные ячейки. Затем на вход регистра поступает нулевой разряд записываемого числа (для рассматриваемого случая единица, эюра 2), который устанавливает триггер 3-го разряда в состояние «1». С выхода ДЦ1 снимается положительный импульс, не оказывающий воздействия на следующий триггер. Через некоторое время на регистр поступает второй импульс сдвига, который вновь устанавливает регистр в нулевое состояние. При переходе в состояние «0» триггера 3-го разряда на его левом выходе будет отрицательный перепад напряжения. С ДЦ1 снимется отрицательный импульс, который устанавливает триггер 2-го разряда в состояние «1». Следовательно, второй импульс сдвига сдвинул нулевой разряд числа вправо на один разряд. После этого в 3-й разряд регистра записывается 1-й разряд числа, а третий импульс сдвига сдвинет всю информацию, записанную в сдвигающий регистр, еще на один разряд вправо и т. д. После записи 3-го разряда числа в триггер 3-го разряда регистр будет хранить данное число.

Состояние разрядов регистра приведено в табл. 3.

Для выдачи хранимого числа из регистра необходимо подать n импульсов сдвига (n — количество разрядов регистра).

Для рассматриваемого случая $n = 4$. Импульсы кода числа снимаются с ДЦ4 триггера нулевого разряда.

Таблица 3

Импульсы сдвига и кода числа	Состояние разрядов регистра			
	3р	2р	1р	0р
1-й импульс сдвига	0	Безразлично		
0р числа	1	—	—	—
2-й импульс сдвига	0	1	—	—
1р числа	1	1	—	—
3-й импульс сдвига	0	1	1	—
2р числа	0	1	1	—
4-й импульс сдвига	0	0	1	1
3р числа	1	0	1	1

Комбинированный регистр используется для преобразования параллельного кода в последовательный и последовательного кода в параллельный и представляет собой комбинацию регистров последовательного и параллельного действия.

Условное обозначение регистра показано на рис. 78.

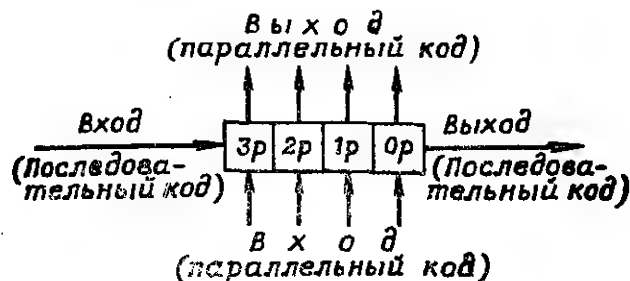


Рис. 78. Условное обозначение комбинированного регистра

При преобразовании последовательного кода в параллельный с помощью импульсов сдвига код числа последовательным кодом записывается в регистр, а затем при поступлении импульса $S_{в.ч}$ выдается параллельным кодом. При преобразовании параллельного кода в последовательный по импульсу $S_{п.ч}$ код числа принимается в регистр параллельным кодом, а затем импульсами сдвига «вытаскивается» из регистра последовательным кодом.

Основные элементы и узлы ЦВМ-К

Основные логические связи ЦВМ-К и их реализация с помощью типовых элементов. Узлы ЦВМ-К связаны между собой простейшими логическими связями НЕ, И, ИЛИ, а также их всевозможными комбинациями. Схемы, реализующие эти связи, получили соответственно названия НЕ, И, ИЛИ.

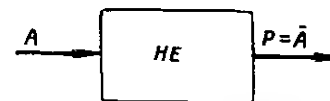


Рис. 79. Условное обозначение схемы НЕ

Схема НЕ (рис. 79) выдает сигнал P , который является отрицанием или инверсией входного сигнала A , т. е. $P = \bar{A}$ (читается: P есть не A). Другими словами, сигнал P на выходе схемы НЕ появится только при отсутствии входного сигнала A . Если на входе действует сигнал A , то сигнал P на выходе отсутствует. Так как наличие сигнала принимается за единицу, а его отсутствие — за нуль, то связь НЕ между сигналами P и A можно выразить следующим образом: $P = 1$ при $A = 0$ и $P = 0$ при $A = 1$.

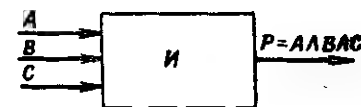


Рис. 80. Условное обозначение схемы И

Сигнал на выходе схемы И (рис. 80) будет только при наличии сигналов на всех входах (количество входов может быть любое). Связь И обозначается знаком $\wedge$ (логическое умножение) и может быть выражена так: $P = A \wedge B \wedge C$ (читается: P есть и A , и B , и C), т. е. $P = 1$ только при $A = B = C = 1$ и $P = 0$, если хотя бы один из этих сигналов равен нулю.

На выходе схемы ИЛИ (рис. 81) сигнал будет при наличии сигнала хотя бы на одном из ее входов. Связь ИЛИ обо-



Рис. 81. Условное обозначение схемы ИЛИ

значается знаком $\vee$ (логическое сложение) и для данной схемы может быть записана так: $P = A \vee B \vee C$ (читается: P есть или A , или B , или C). Сигнал $P = 0$ только при $A = B = C = 0$, т. е. при отсутствии всех входных сигналов.

С помощью перечисленных логических связей можно строить более сложные логические схемы, например И—НЕТ, И—ИЛИ и т. п.

Логические схемы и узлы ЦВМ-К выполнены на динамических элементах, основными из которых являются ТГД-1 (типовой динамический элемент) и Вп (вентильная сборка). Двоичные числа в таких элементах представляются динамическим импульсным кодом.

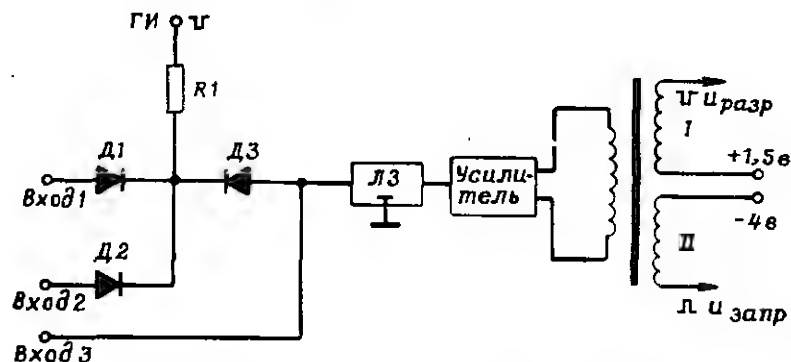


Рис. 82. Упрощенная схема динамического элемента ТГД-1

Логические схемы на динамических элементах имеют импульсное питание, источником которого является генератор импульсов (ГИ).

Рассмотрим упрощенную схему и принцип работы элемента ТГД-1 (рис. 82).

Элемент ТГД-1 представляет собой усилитель на полупроводниковом триоде с линией задержки на 1 мксек. На входе линии задержки включена двухвходная схема И, выполненная на диодах Д1 и Д2. Через сопротивление R1 на схему И подается импульсное питание — импульсы ГИ, имеющие отрицательную полярность, длительность $\tau_u = 0,2—0,3$ мксек, амплитуду $u_m = 15$ в и период следования $T_n = 1$ мксек (рис. 83, а).

Третий вход (вход линии задержки) является входом ИЛИ. Он служит для подключения к элементу дополнительных логических схем типа схемы ИЛИ. Выходной трансформатор имеет две вторичные обмотки, поэтому элемент имеет два выхода. С первого выхода снимается постоянный уровень напряжения $u_n = +1,5$ в и импульсы отрицательной полярности амплитудой $u_m = 5—6$ в и длительностью $\tau_u = 0,6—0,8$ мксек (рис. 83, б) (амплитуда и длительность даются без-

де по нулевому уровню). Со второго выхода снимается уровень напряжения $u_n = -4$ в и импульсы положительной полярности амплитудой $u_m = 6—8$ в и такой же длительностью, как и на первом выходе (рис. 83, в).

Импульсы на выходах элемента появятся только в том случае, если импульс ГИ пройдет на вход линии задержки и, задержавшись на 1 мксек, создаст на входе усилителя сигнал

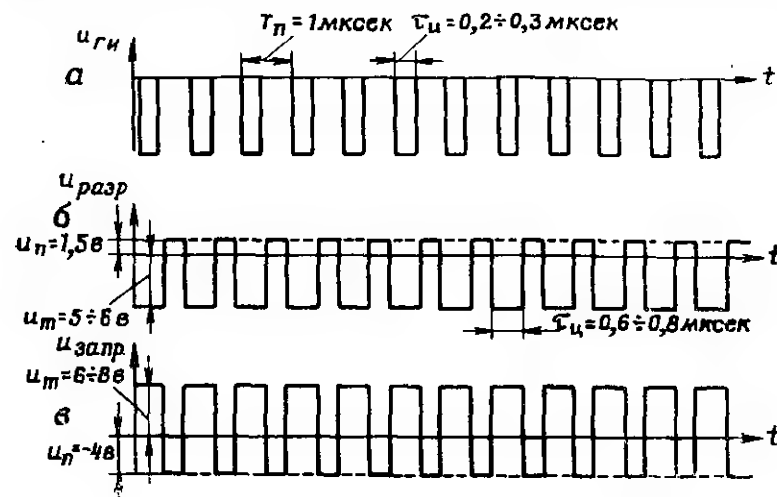


Рис. 83. Диаграмма напряжений импульсного питания и выходных импульсов элемента ТГД-1:

а — импульсное питание элемента (ГИ); б — импульсы на разрешающем выходе ТГД-1; в — импульсы на запрещающем выходе элемента

достаточной амплитуды для его срабатывания. Если импульс ГИ на вход линии задержки не пройдет, то на выходах элемента будут только постоянные уровни напряжений.

Так как выходные импульсы формируются из импульса ГИ и задержаны относительно этого импульса на 1 мксек, то они совпадают по времени с очередным импульсом ГИ. Их длительность значительно больше длительности импульса ГИ, поэтому они как бы охватывают его.

По характеру воздействия на входы последующих элементов импульсы, снимаемые с первого выхода, получили название разрешающих, а импульсы, снимаемые со второго выхода, — запрещающих. В соответствии с названием выходных импульсов получили наименования и выходы элемента.

Динамический элемент ТГД-1 используется для построения большинства логических схем. Рассмотрим основные из них.

Допустим, что на первый вход схемы И подключен запрещающий выход такого же элемента (рис. 84). При отсутствии импульсов на этом выходе (т. е. сигнал A на первом входе

равен нулю) к аноду диода Д1 прикладывается только уровень напряжения -4 в, поэтому диод закрыт. За счет падения напряжения импульсов ГИ на диоде часть тока ГИ протекает через входное сопротивление линии задержки. Вследствие этого на входе усилителя, а следовательно, и на выходе элемента будут наблюдаться импульсы частоты ГИ, что соответствует единице на выходе элемента (рис. 85).

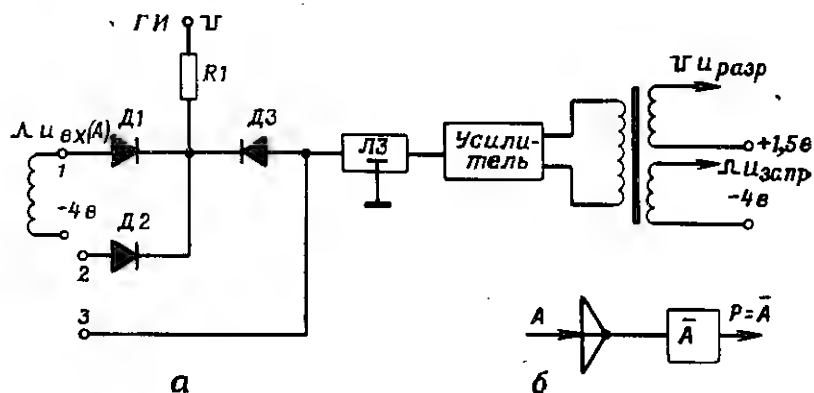


Рис. 84. Схема элемента ТГД-1 при подаче на его вход запрещающего сигнала

Если же с запрещающего выхода элемента А на первый вход поступит сигнал, равный единице, т. е. будут действовать импульсы положительной полярности, то, ввиду того что их амплитуда превышает постоянный уровень напряжения -4 в, каждый раз в момент действия импульса ГИ диод Д1 открывается, его сопротивление становится малым и все напряжение импульса ГИ падает на сопротивлении R1; сигналы, поступающие с запрещающего выхода элемента А, запрещают прохождение импульсов ГИ на вход усилителя; усилитель не срабатывает, импульсы на его выходе отсутствуют, что равносильно нулевому значению выходного сигнала.

Таким образом реализуется логическая связь НЕ между выходным и входным сигналами. На функциональных схемах ЦВМ-К эта связь изображается так, как показано на рис. 84, б.

Выходной сигнал НЕ представляет собой инверсию (обратный код) входного сигнала и задержан относительно него на 1 мксек.

Предположим, что на вход элемента поступает двоичный импульсный код числа. Разряды числа следуют с частотой импульсов ГИ и совпадают с ними по времени (см. рис. 85). На выходе элемента получается обратный код этого числа, задержанный на один разряд.

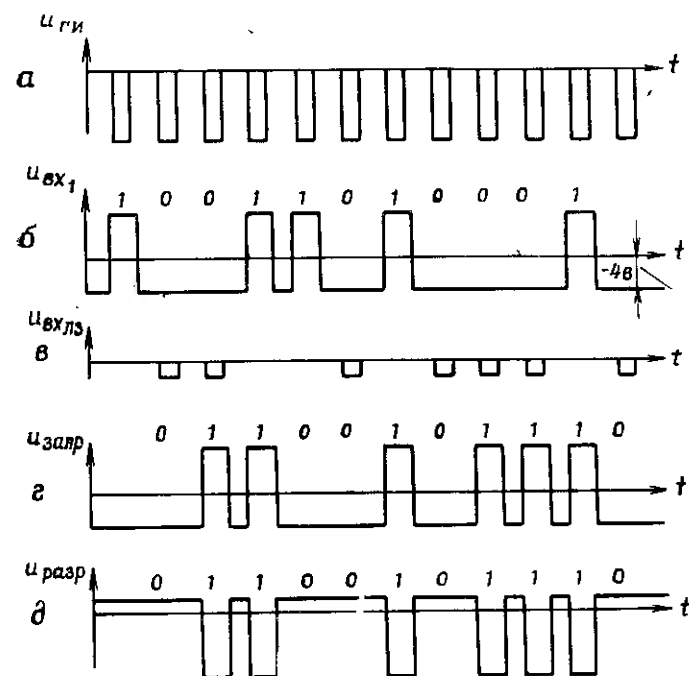


Рис. 85. Диаграмма напряжений (к рис. 84): а — импульсное питание элементов (ГИ); б — код числа А на входе элемента; в — код числа А на входе ЛЗ; г, д — код числа А на запрещающем и разрешающем выходах элемента

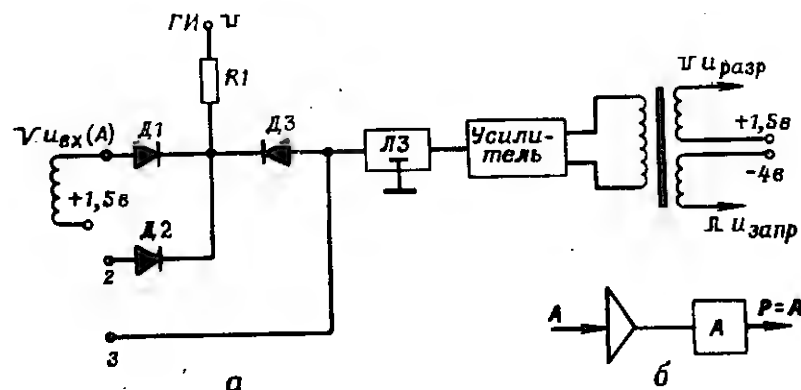


Рис. 86. Схема элемента ТГД-1 при подключении к его входу разрешающего сигнала

Если к этому же входу логической схемы подключить разрешающий выход элемента A (рис. 86), то при отсутствии импульсов на выходе этого элемента, т. е. когда входной сигнал равен нулю, диод $D1$ будет открыт, а диод $D3$ — закрыт. Все напряжение импульсов ГИ падает на сопротивлении $R1$, и поэтому на входе и выходе усилителя будет нуль. Если же входной разрешающий сигнал равен единице, т. е. поступают импульсы отрицательной полярности, то в момент действия импульсов ГИ диод $D1$ будет закрыт. На вход усилителя пройдет импульс ГИ, и на выходе элемента будет единица.

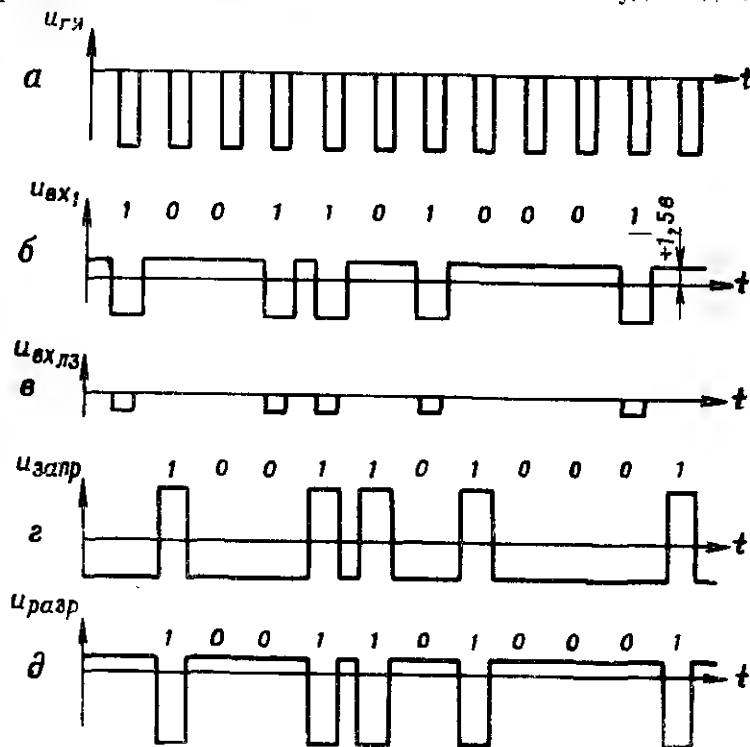


Рис. 87. Диаграмма напряжений (к рис. 86):

a — импульсное питание элемента (ГИ); $б$ — код числа A на входе элемента; $в$ — код числа A на входе ЛЗ; $г, д$ — код числа на выходе элемента

Таким образом, если входной сигнал поступает с разрешающего выхода, то входная логическая схема не меняет значения кода. Изображение этой связи на функциональной схеме показано на рис. 86, б.

Тот же самый код числа, что и в предыдущем примере, поданный на вход этой схемы, лишь сдвигается на один разряд (видно из сравнения рис. 87 и 86).

Если разрешающие сигналы поданы на оба входа логической схемы, то образуется схема И с двумя входами (рис. 88).

Сигнал на вход линии задержки пройдет только при наличии разрешающих импульсов на обоих входах логической схемы, т. е. сигнал $P = 1$ при $A = 1$ и $B = 1$ (рис. 89). Если A и B двоичные числа, то схема выполняет поразрядное логическое умножение этих чисел. Единица в разряде выходного числа будет записана только в том случае, если в этом же разряде обоих входных чисел имеется единица.

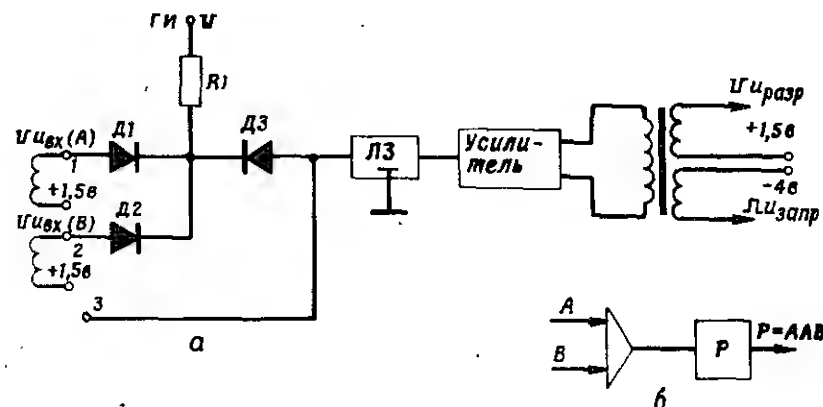


Рис. 88. Схема И на динамическом элементе ТГД-1

На входы элемента можно подать разрешающие и запрещающие выходы, как это показано на рис. 90. Такая схема называется схемой И — НЕТ. Единичный сигнал на ее выходе будет лишь в том случае, когда $A = 0$, а $B = 1$.

При необходимости построения схем И и И — НЕТ с большим числом входов, а также для создания схем И — ИЛИ и более сложных логических схем и узлов часто применяется дополнительный динамический элемент — Вн.

Принципиальная схема элемента Вн и принцип подключения его к входу элемента ТГД-1 показаны на рис. 91.

В результате подключения, показанного на рис. 92, а, образуются две логические схемы, соединенные по схеме ИЛИ. Если на все входы обеих логических схем заведены разрешающие выходы элементов, то получается схема И — ИЛИ, функциональная схема которой показана на рис. 92, б.

Число входов дополнительной схемы И может быть увеличено неограниченно с помощью таких же элементов Вн. На рис. 92, а пунктиром показано увеличение числа входов схемы И до 7. Если необходимо исключить основную логическую схему, входящую в состав элемента ТГД-1, то достаточно на один из ее входов подать запрещающий потенциал $+1,5$ в.

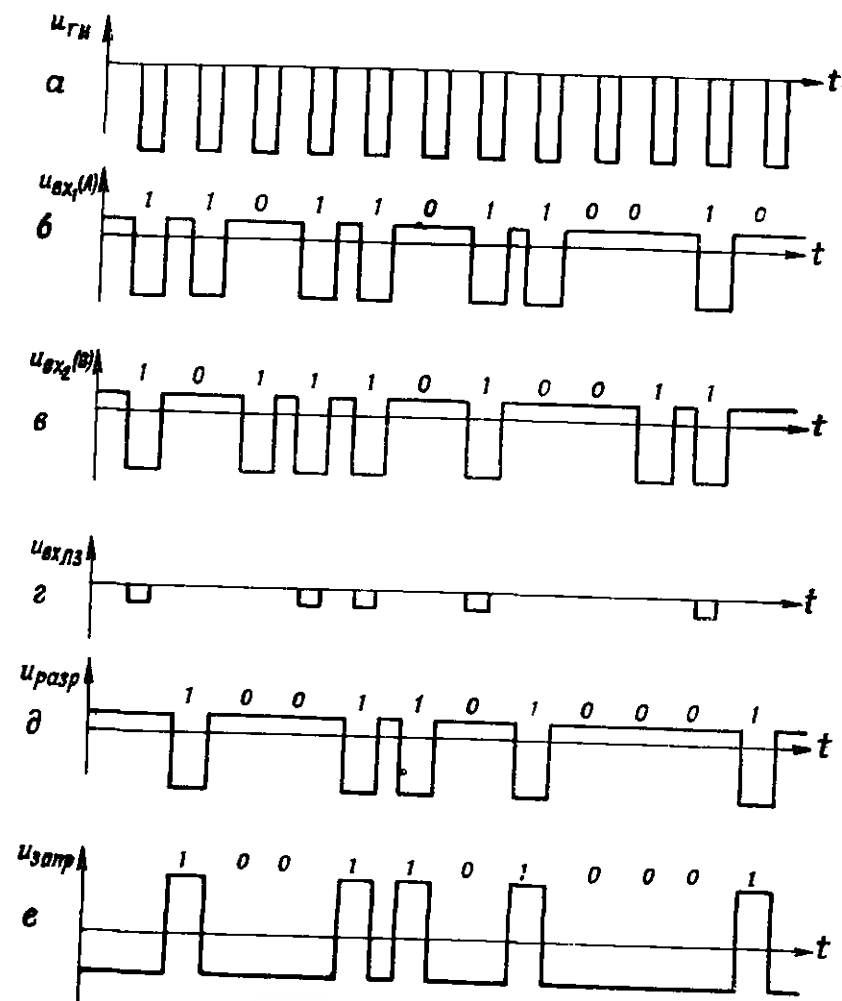


Рис. 89. Диаграмма напряжений (к рис. 88):
а — импульсное питание элемента (ГИ); б, в — коды чисел А и В на входе схемы И; г, д — код числа $P=A \wedge B$ на выходе схемы И

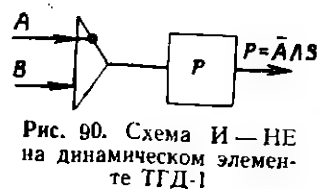


Рис. 90. Схема И — НЕ на динамическом элементе ТГД-1

Рис. 91. Принципиальная схема элемента Вн

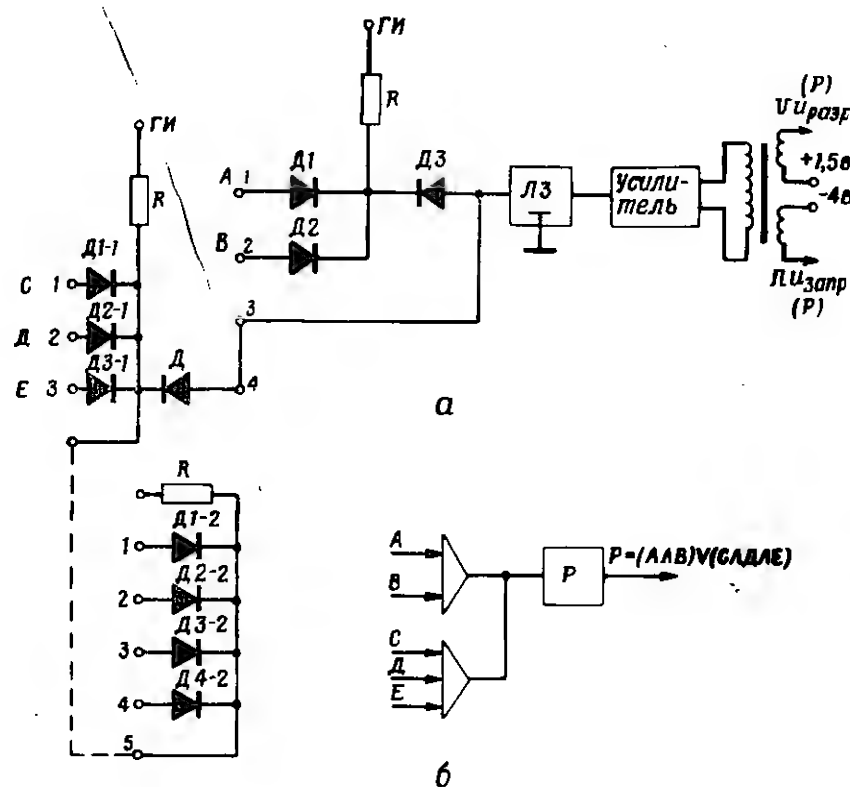


Рис. 92. Применение элемента Вн для построения схем И — ИЛИ

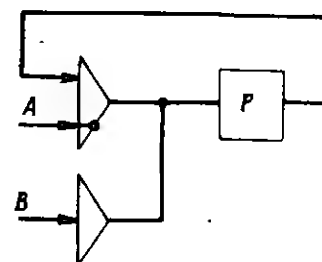


Рис. 93. Схема динамического триггера на элементах ТГД-1 и Вн

С помощью элемента Вн динамический элемент ТГД-1 можно превратить в хранящий закольцованный триггер. Для этого достаточно соединить разрешающий выход элемента с одним из входов собственной логической схемы И, как это показано на рис. 93.

Для перевода триггера в состояние «1» на один из входов дополнительной схемы И подается сигнал В с разрешающего выхода другого элемента (достаточно одного импульса). При этом на вход триггера пройдет импульс ГИ. Через 1 мксек им-

пульс появится на выходе элемента и разрешит прохождение импульса ГИ с выхода своей логической схемы. Единичный сигнал кольцуется в триггере до тех пор, пока на второй вход логической схемы элемента не поступит сигнал А с запрещающего выхода какого-либо элемента.

Последовательный регистр на динамических элементах. Если динамические элементы соединить последовательно так, чтобы выход предыдущего элемента был подан на вход последующего, то такое устройство называется последовательным регистром, а динамические элементы — его разрядами.

Схема последовательного регистра показана на рис. 94.

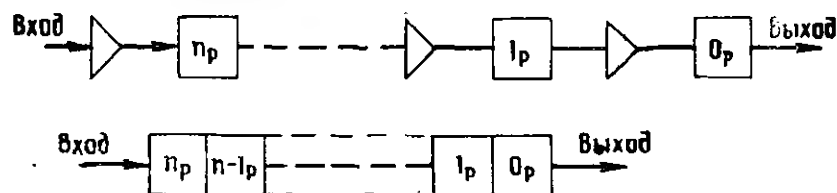


Рис. 94. Последовательный регистр на динамических элементах

Двоичное число поступает на старший разряд регистра последовательным кодом начиная с нулевого разряда. Информация с одного динамического элемента на другой передается с поступлением каждого импульса ГИ. Поэтому такой регистр еще называется бегущим. Через n периодов импульсов ГИ код числа полностью находится в регистре. Начиная со следующего импульса ГИ код числа будет «выталкиваться» из него. Таким образом, в n -разрядном бегущем регистре n -разрядное число может быть полностью записано только в определенный момент времени.

Например, в 4-разрядный бегущий регистр записывается число 1011 (рис. 95). На рисунке время t — период импульсов ГИ, равный 1 мксек. В момент t_4 число полностью находится в регистре. В момент t_8 регистр очистится.

Бегущий закольцованный регистр. Если сигнал с выхода последовательного регистра подать на его вход (закольцевать регистр), то записанная информация будет в нем непрерывно храниться до тех пор, пока закольцовка не будет разорвана. Такой регистр называется бегущим закольцованным.

Схема бегущего закольцованного регистра показана на рис. 96.

Разрыв закольцовки осуществляется подачей запрета на его вход импульсов очистки. Ввод нового числа начинается с момента разрыва закольцовки, т. е. с началом поступления импульсов очистки. Импульсы очистки и импульсы кода числа следуют синхронно с частотой импульсов ГИ.

Вход Число 1011	3p	2p	1p	0p	Выход
t_1	1				
t_2	1	1			
t_3	0	1	1		
t_4	1	0	1	1	
t_5		1	0	1	
t_6			1	0	
t_7				1	

Рис. 95. Значение разрядов регистра при записи числа 1011 последовательным кодом

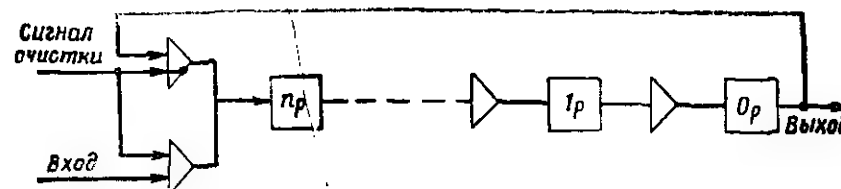


Рис. 96. Последовательный закольцованный регистр

Вход	3p	2p	1p	0p
	↓	↓	↓	↓
t_1	1	0	1	1
t_2	1	1	0	1
t_3	1	1	1	0
t_4	0	1	1	1
t_5	1	0	1	1
t_6	1	1	0	1
t_7	1	1	1	0
t_8	0	1	1	1
t_9	1	0	1	1

Рис. 97. Значение разрядов регистра при закольцовке числа 1011

Например, в 4-разрядном бегущем закольцованном регистре хранится число 1011 (рис. 97). Номера разрядов регистра соответствуют номерам разрядов хранимого в нем числа в моменты времени t_1 , t_5 , t_9 и т. д. В эти моменты возможны съем числа из регистра параллельным кодом и выдача его в другие устройства, например на дешифратор.

Дешифратор. Дешифратор — это устройство, имеющее отдельный выход для каждой комбинации входных сигналов. Если дешифратор имеет n входов, то можно составить 2^n комбинаций входных сигналов. Такой дешифратор должен иметь 2^n выходов.

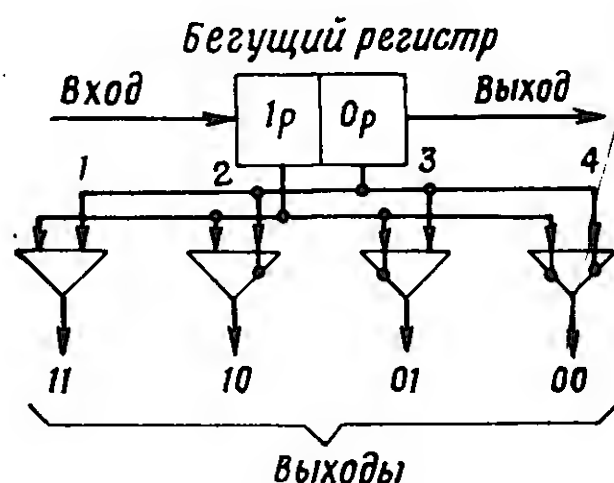


Рис. 98. Дешифратор на два входа

Схема дешифратора на два входа и четыре выхода приведена на рис. 98.

В момент времени, когда нулевой и первый разряды числа будут находиться в нулевом и первом разрядах регистра, происходит дешифрация числа. В зависимости от комбинаций разрядов числа сигнал будет на одном из четырех выходов дешифратора. Например, при комбинации 11 сигнал будет на первом выходе, при комбинации 10 — на втором и т. д.

2. ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ ЦИФРОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МАШИНОЙ «ПЛАМЯ-К»

ЦВМ «Пламя-К» решает следующие основные задачи:

- наведение луча подсвета РПЦ и следящих систем по дальности и скорости на цель по данным целеуказания;
- вычисление данных, определяющих возможность поражения цели при условии пуска ракеты в данный момент;
- получение данных для стартовой автоматики, определяющих начальную установку соответствующих устройств на ракете.

Схема функциональных связей ЦВМ с другими системами ЗРК С-200 показана на рис. 99.

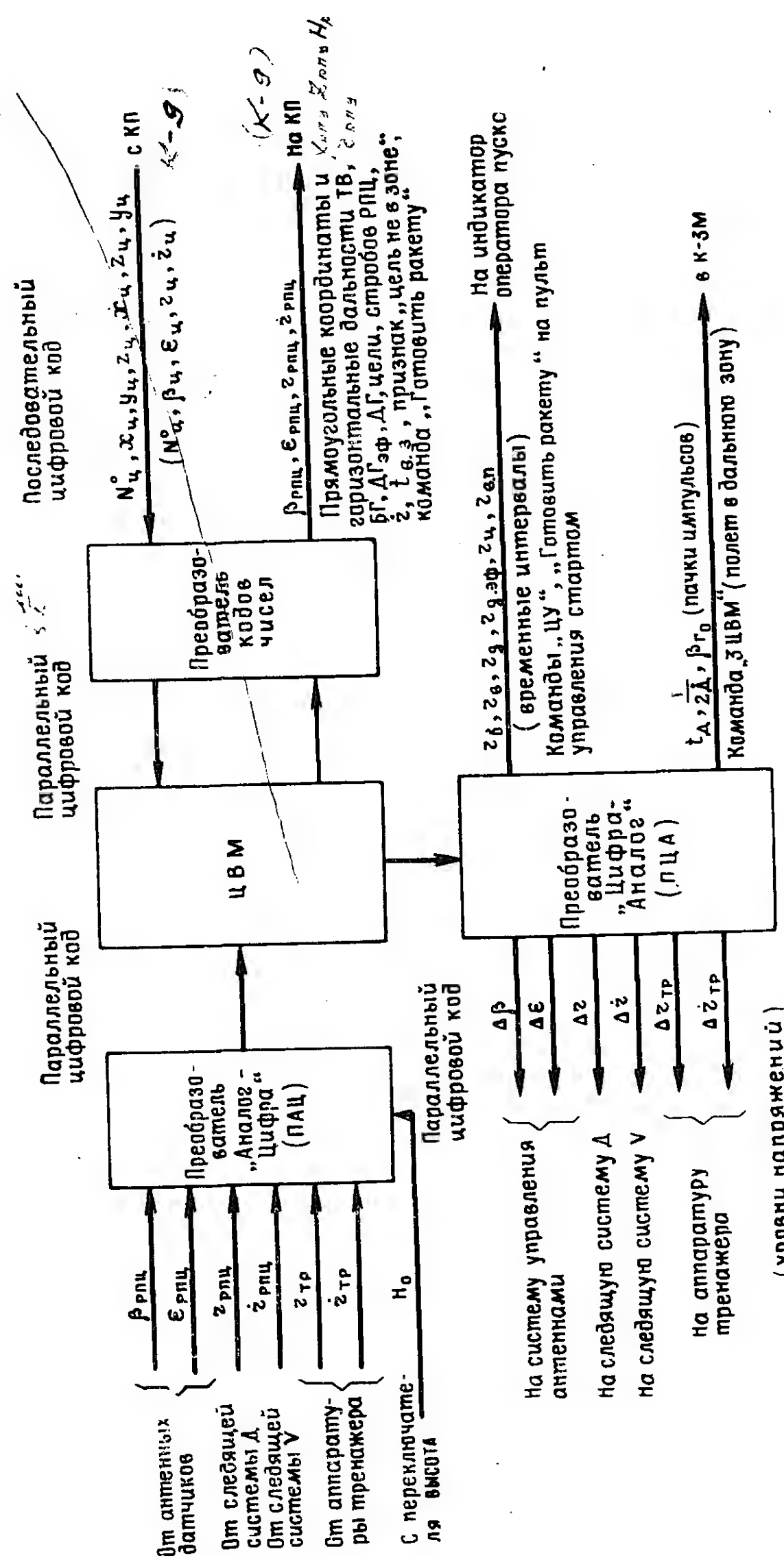


рис. 99. Функциональные связи ЦВМ с аппаратурой РПЦ и кабиной К-9

Для решения перечисленных задач на ЦВМ поступают следующие исходные данные:

1) от устройств РПЦ через преобразователь «Аналог — Цифра» с частотой 10 гц:

$\beta_{РПЦ}$ — положение антенн РПЦ по азимуту;
 $\epsilon_{РПЦ}$ — положение антенн РПЦ по углу места;
 $r_{РПЦ}$ — положение следящей системы дальности по дальности;
 $\dot{r}_{РПЦ}$ — положение следящей системы скорости по скорости;
 $r_{тр}$ — дальность до цели тренажера;
 $\dot{r}_{тр}$ — скорость цели тренажера;
 H_0 — высота.

Эти данные определяются исходным состоянием систем РПЦ;

2) из кабины К-9 через преобразователь кодов чисел:

а) в режиме внешнего целеуказания с частотой 0,1—0,2 гц:

$N_{ц}$ — номер цели (1—5);

$x_{ц}, z_{ц}, y_{ц}$ — прямоугольные координаты цели;

$\dot{x}_{ц}, \dot{z}_{ц}, \dot{y}_{ц}$ — скорости изменения координат цели;

б) в режиме целеуказания от другого РПЦ с частотой 10 гц:

$N_{ц}$ — номер цели (11—15);

$\beta_{ц}, r_{ц}, \epsilon_{ц}$ — полярные координаты цели;

$\dot{r}_{ц}$ — радиальная скорость цели.

Используя эти исходные данные, ЦВМ решает первую задачу следующим образом.

Если целеуказание внешнее, то ЦВМ преобразует прямоугольные координаты целеуказания $x_{ц}, z_{ц}, y_{ц}$, а также $\dot{x}_{ц}, \dot{z}_{ц}, \dot{y}_{ц}$ в полярные $\beta_{ц}, r_{ц}, \epsilon_{ц}$ и $\dot{r}_{ц}$, а затем рассчитывает рассогласования:

$$\Delta\beta = \beta_{РПЦ} - \beta_{ц};$$

$$\Delta r = r_{РПЦ} - r_{ц};$$

$$\Delta\epsilon = \epsilon_{РПЦ} - \epsilon_{ц};$$

$$\Delta\dot{r} = \dot{r}_{РПЦ} - \dot{r}_{ц};$$

$$\Delta\dot{r}_{тр} = \dot{r}_{тр} - \dot{r}_{ц};$$

$$\Delta\dot{r}_{тр} = \dot{r}_{тр} - \dot{r}_{ц}.$$

Если целеуказание поступает от другого РПЦ, то ЦВМ сразу рассчитывает рассогласования по вышеприведенным формулам.

Вычисленные рассогласования из ЦВМ выдаются параллельным 8-разрядным двоичным кодом с частотой 20 гц на преобразователь «Цифра — Аналог», где преобразуются в напряжение постоянного тока, а затем поступают:

$\Delta\beta$ и $\Delta\epsilon$ — на систему управления антеннами для наведения луча подсвета РПЦ на цель;

Δr — на следящую систему дальности для наведения ее на цель по дальности;

$\Delta\dot{r}$ — на следящую систему скорости для наведения ее на цель по скорости;

$\Delta\beta, \Delta\epsilon, \Delta\dot{r}_{тр}, \Delta\dot{r}_{тр}$ — на тренажер для задания закона движения цели тренажера.

С целью сокращения времени отработки целеуказания по дальности при $\Delta r > 30$ км ЦВМ выдает команду «6 ЦВМ» (широкая полоса) в виде постоянного напряжения +26 в. Эта команда переключает следящую систему дальности на широкую полосу, увеличивая ее быстродействие.

При $\Delta r \leq 30$ км команда «6 ЦВМ» снимается и следящая система переключается на узкую полосу, что обеспечивает точную отработку целеуказания по дальности.

Если целеуказание не отработано, то ЦВМ выдает команду «1 ЦВМ» («ЦУ») (мигает лампа). Целеуказание считается отработанным, если сумма линейных рассогласований по дальности и углом $\Delta r + r(\Delta\beta + \Delta\epsilon) < 3,2$ км. При отработанном ЦУ команда «1 ЦВМ» выдается постоянно.

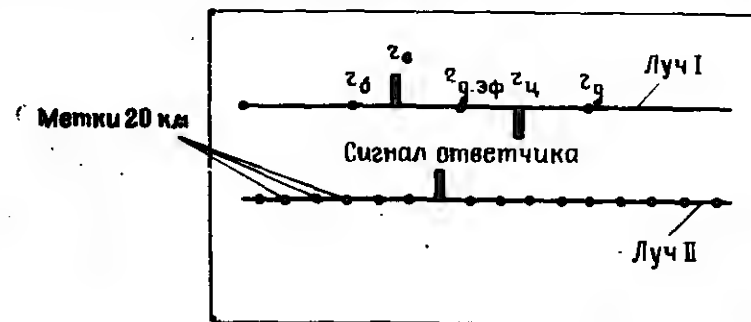


Рис. 100. Индикация границ зоны поражения, точки встречи и цели на индикаторе пуска

При решении второй задачи ЦВМ вычисляет:

а) наклонные дальности:

$r_б$ — до ближней границы зоны поражения;

$r_в$ — до точки встречи;

$r_{д.эф}$ — до дальней границы эффективного участка зоны поражения;

$r_{д}$ — до дальней границы зоны поражения;

$r_{ц}$ — до цели;

$r_{в.п}$ — до точки встречи пуска.

Эти данные из ЦВМ параллельным 8-разрядным кодом с частотой 20 гц выдаются на преобразователь «Цифра — Аналог», преобразуются во временные интервалы и поступают на индикатор пуска КИ-234. Индикация этих величин по-

казана на рис. 100. По этим данным определяется момент пуска ракеты;

б) прямоугольные координаты и горизонтальные дальности:

$x_{РПЦ}, z_{РПЦ}, H_{РПЦ}, r_{РПЦ}$ — стробов РПЦ;

$x_6, z_6, H_6, r_{г. 6}$ — ближней границы зоны поражения;

$x_в, z_в, H_в, r_{г. в}$ — точки встречи;

$x_{д. эф}, z_{д. эф}, H_{д. эф}, r_{г. д. эф}$ — дальней границы эффективно-го участка зоны поражения;

$x_д, z_д, H_д, r_{г. д}$ — дальней границы зоны поражения;

$x_ц, z_ц, H_ц, r_ц$ — цели,

а также:

$\dot{r}_ц$ — радиальная скорость цели;

$t_{в. з}$ — время выхода точки встречи из зоны поражения.

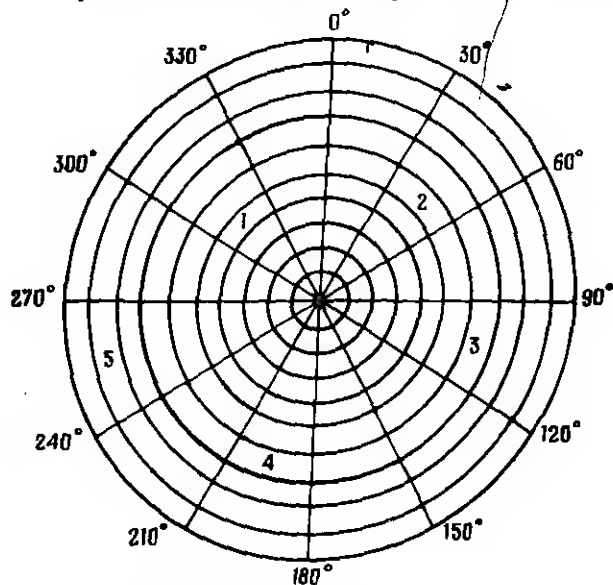


Рис. 101. Индикация стробов РПЦ на индикаторе $r_г — \beta$ в кабине К-9

Эти данные из ЦВМ с частотой 10 гц через преобразователь кодов чисел выдаются в кабину К-9.

Координаты стробов РПЦ поступают на план-индикатор $r_г — \beta$ и индикатор высоты $r_г — H$ от всех РПЦ и индицируются в виде цифры, указывающей номер РПЦ.

✓ Примерный вид индикации стробов показан на рис. 101.

По стробам в кабине К-9 осуществляется целераспределение, оценивается готовность РПЦ к боевой работе, качество отработки целеуказания и автоматического сопровождения цели данным РПЦ.

Прямоугольные координаты и горизонтальные дальности

границ зоны поражения, точки встречи и цели поступают на эти же индикаторы при вторичном нажатии кнопки СЧЕТ данного РПЦ. Индикация этих величин показана на рис. 102. Для примера показано сопровождение цели третьим РПЦ.

Радиальная скорость цели $\dot{r}$ индицируется на индикаторе высоты, на котором имеется две шкалы скорости: верхняя с пределами 0—1000 м/сек и нижняя с пределами 0—100 м/сек. Если $\dot{r} > 100$ м/сек, то скорость индицируется на верхней шкале. Если $\dot{r} \leq 100$ м/сек, то скорость индицируется на нижней шкале.

Время выхода точки встречи из зоны поражения $t_{в. з}$ индицируется на индикаторе времени $t_{в. з}$ в виде яркой полосы определенной длительности. Вид индикатора времени $t_{в. з}$ показан на рис. 103. Время $t_{в. з}$ индицируется для каждого РПЦ в виде яркой полосы против соответствующей стрелки, которая подсвечивается при АС РПЦ.

✓ При решении второй задачи в кабину К-9 выдается признак «Цель не в зоне», если $P_ц > P_{макс}$, или $t_{в. з} < 0$, или линия цели не имеет общих точек с зоной поражения. В кабинах К-9 и К-2 выдается сигнал «Готовить ракету», если время полета цели до дальней границы зоны поражения менее 300 сек.

В кабину К-9 совместно с вышеперечисленной информацией выдаются полярные координаты стробов РПЦ: $\beta_{РПЦ}, r_{РПЦ}, \dot{r}_{РПЦ}$. Если РПЦ сопровождает цель в режиме «АС», то эти координаты будут координатами цели и могут использоваться в кабине К-9 для целеуказания другому РПЦ в режиме «Ведущий — Ведомый».

✗ При решении третьей задачи ЦВМ вычисляет:

$t_в$ — время полета ракеты до точки встречи;

$t_д$ — время работы маршевого двигателя ракеты;

$\frac{1}{2\dot{d}}$ — величину, обратную удвоенной скорости сближения

ракеты с целью в точке встречи;

$\beta_г$ — Угол упреждения по азимуту.

По полетному времени $t_в$ ЦВМ определяет метод наведения ракеты на цель. Если $t_в \geq 70$ сек, то ЦВМ выдает команду «3 ЦВМ» («Полет в дальнюю зону»). В этом случае ракета наводится первые 30 сек по методу с постоянным углом упреждения, а затем по методу пропорционального сближения. Если $t_в < 70$ сек, то команда «3 ЦВМ» снимается и ракета наводится на цель по методу пропорционального сближения.

Величины $\frac{1}{2\dot{d}}, t_д, \beta_г$ из ЦВМ параллельным 8-разрядным кодом с частотой 20 гц поступают на преобразователь «Цифра — Аналог», где преобразуются в пакеты импульсов, а затем выдаются в кабину К-3М.

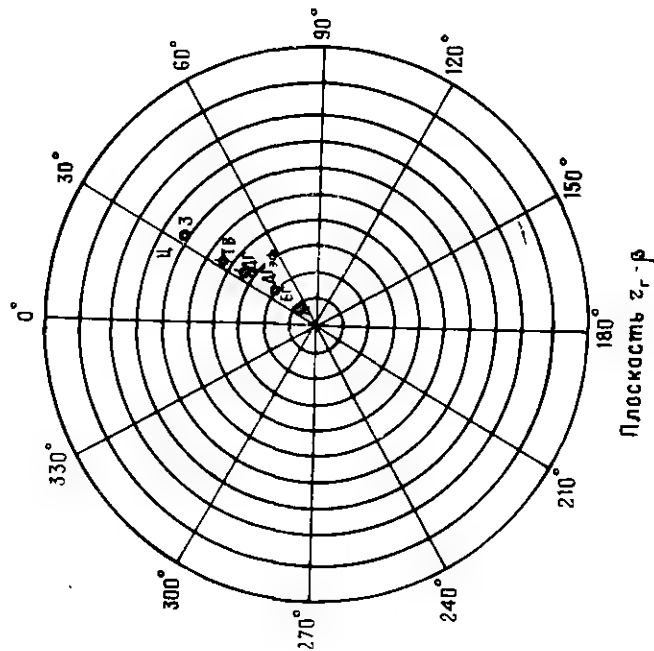


Рис. 102. Индикация границ зоны поражения, точки встречи, цели и радиальной скорости цели на индикаторах

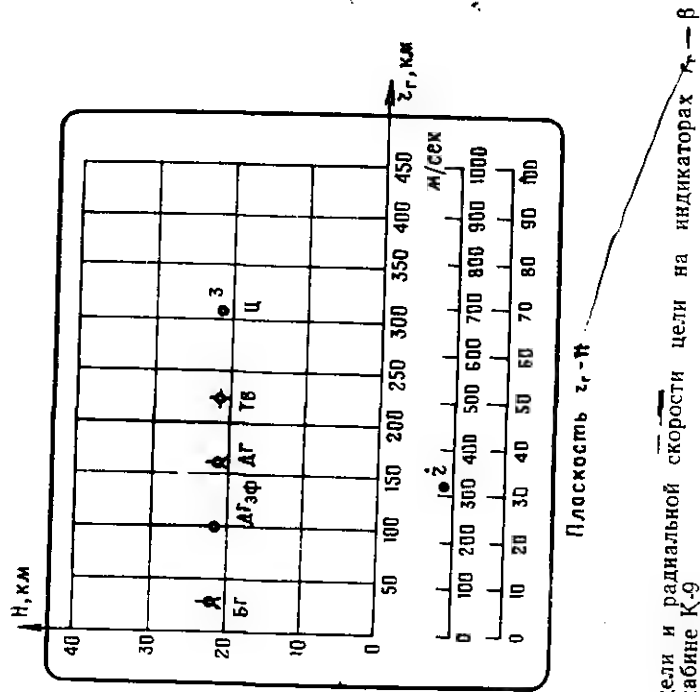
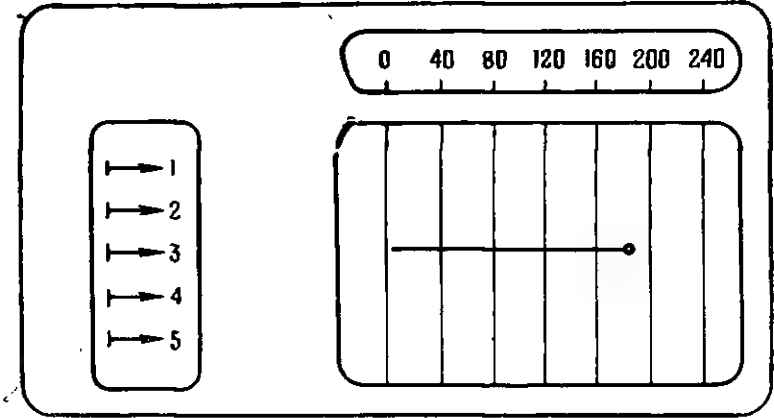


Рис. 103. Индикатор времени $t_{в.з}$

По времени t_d на ракете устанавливается режим работы маршевого двигателя, с тем чтобы в точке встречи ракеты с целью была расчетная скорость ракеты.

Величина $\frac{1}{2H}$ поступает на радиовзрыватель для установки момента подрыва боевой части при стрельбе по постановщику активной помехи и на ГСН в качестве коэффициента, вводимого в команды управления.



Угол упреждения по азимуту β_r выдается на ракету для спрямления траектории полета ракеты в азимутальной плоскости. Значение угла упреждения определяется из следующих условий:

- $\beta_r = +15^\circ$, если $|a| > 10^\circ$, $P_n > 0$;
- $\beta_r = 0$, если $|a| \leq 10^\circ$;
- $\beta_r = -15^\circ$, если $|a| > 10^\circ$, $P_n < 0$.

Зависимость угла α от параметров цели показана на рис. 104.

После пуска ракеты ЦВМ выдает команду «5 ЦВМ» («Запрет пуска»). Команда «5 ЦВМ» снимается, когда истечет допустимое время между пусками τ или когда расстояние между точкой встречи и ближней границей зоны поражения будет меньше Δ .

Для решения второй и третьей задач в зависимости от режимов работы РПЦ в качестве исходных данных в ЦВМ используются:

- в режиме отработки ЦУ — координаты целеуказания прямоугольные $(x, z, y, \dot{x}, \dot{z}, \dot{y})$ или полярные $(\beta, r, \epsilon, \dot{\beta})$;
- в режиме «АС» по четырем координатам — собственные координаты РПЦ $(\beta, r, \epsilon, \dot{\beta})$ как наиболее точные;
- в режиме «АС» по трем координатам — координаты РПЦ $\beta, \epsilon, \dot{\beta}$. Дальность r при наличии ЦУ берется из целе-

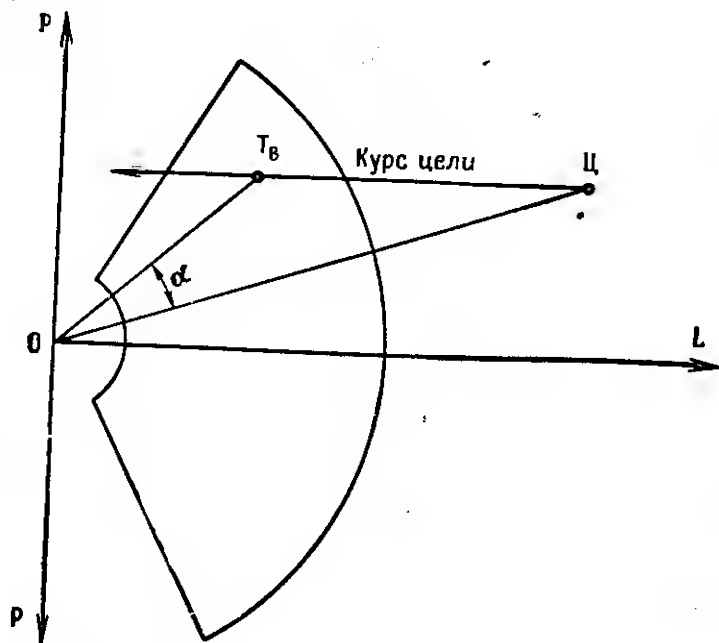


Рис. 104. Зависимость угла α от параметров цели

указания. При отсутствии ЦУ дальность получается путем экстраполяции значения дальности, вводимой в ЦВМ штурвалом дальности.

Экстраполяция осуществляется по формуле

$$r_{ц.э. n} = r_{ц.э. n-1} + \dot{r} \Delta t,$$

где $r_{ц.э. n}$ — текущее значение дальности до цели;

$r_{ц.э. n-1}$ — дальность до цели, вычисленная в предыдущем шаге экстраполяции;

$r_{ц.э. 0}$ (при $n=1$) — дальность, вводимая в ЦВМ штурвалом перед включением АС РПЦ;

$\dot{r}$ — радиальная скорость цели, определяемая РПЦ;

Δt — шаг экстраполяции;

— в режиме сопровождения источника активной помехи (АП) — координаты РПЦ β и ϵ . Недостающие координаты r и $\dot{r}$ берутся при наличии ЦУ из данных целеуказания. При отсутствии ЦУ для получения дальности переключателем ВЫСОТА вводится высота H . Имея значение высоты, ЦВМ вычисляет дальность по формуле

$$H = r \sin \epsilon + \frac{(r \cos \epsilon)^2}{2R},$$

где R — радиус земли с учетом рефракции, равный 8400 км.

Недостающая скорость $\dot{r}$ получается путем дифференцирования уравнения дальности $r(H)$.

Исправность ЦВМ проверяется путем просчета специальной контрольной программы «Контрольный тест». При счете этой программы проверяются все устройства ЦВМ. Исправность устройств индицируется на блоке ПУ ЦВМ с помощью сигналов «Верно 1», «Верно 2», «Верно 3» и команд «1 ЦВМ», «2 ЦВМ», «3 ЦВМ», «5 ЦВМ», «6 ЦВМ», «7 ЦВМ».

Наличие сигнала «Верно 1» означает исправность АУ и УУ. Наличие сигнала «Верно 2» и команд «5 ЦВМ», «6 ЦВМ», «7 ЦВМ» означает исправность МОЗУ. Наличие сигнала «Верно 3» и команд «1 ЦВМ», «2 ЦВМ» означает исправность УВВ. Наличие сигнала «Верно 2» и команды «3 ЦВМ» означает исправность ПЗУ.

При счете боевой программы ЦВМ путем выдачи сигналов «Верно» проверяет исправность систем, функционально связанных с ЦВМ, правильность вычислений и четкость счета боевой программы.

Наличие сигнала «Верно 1» означает отсутствие сбоев в обмене информацией между ЦВМ и другими системами и поступление координат β , r , ϵ , $\dot{r}$ с преобразователя ПАЦ без сбоев.

Наличие сигнала «Верно 2» означает отсутствие сбоев в счете боевой программы.

Наличие сигнала «Верно 3» означает отсутствие сбоев (отсутствие существенной разности между результатами предыдущего и данного просчетов) в вычислении $t_{в}$, $\frac{1}{2\dot{L}}$, $t_{д}$.

Сигналы «Верно» подтверждаются с частотой 10 гц. При отсутствии хотя бы одного сигнала «Верно» четыре раза за 10 циклов (1 сек) выдается сигнал «ЦВМ неисправна».

3. ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ «АНАЛОГ — ЦИФРА» (ПАЦ)

Состав и программа работы ПАЦ

Преобразователь «Аналог — Цифра» предназначен для преобразования величин $\dot{r}_{тр}$, β , r , ϵ , $\dot{r}$, $r_{тр}$, H_0 из аналоговой формы в цифровой двоичный код.

Преобразователь размещается в шкафах КТ-21 и КТ-22 и состоит из следующих устройств:

— блока выработки программных импульсов КН-291;

— преобразователя угловых координат β , ϵ , включающего имитатор антенных датчиков КБ-277М, блоки формирования импульсов плоскости β и плоскости ϵ КУ-277Мв и КУ-277Ме, преобразователь β , ϵ точной шкалы (ТШ) КТ-277, преобразователь β , ϵ грубой шкалы (ГШ) КТ-278;

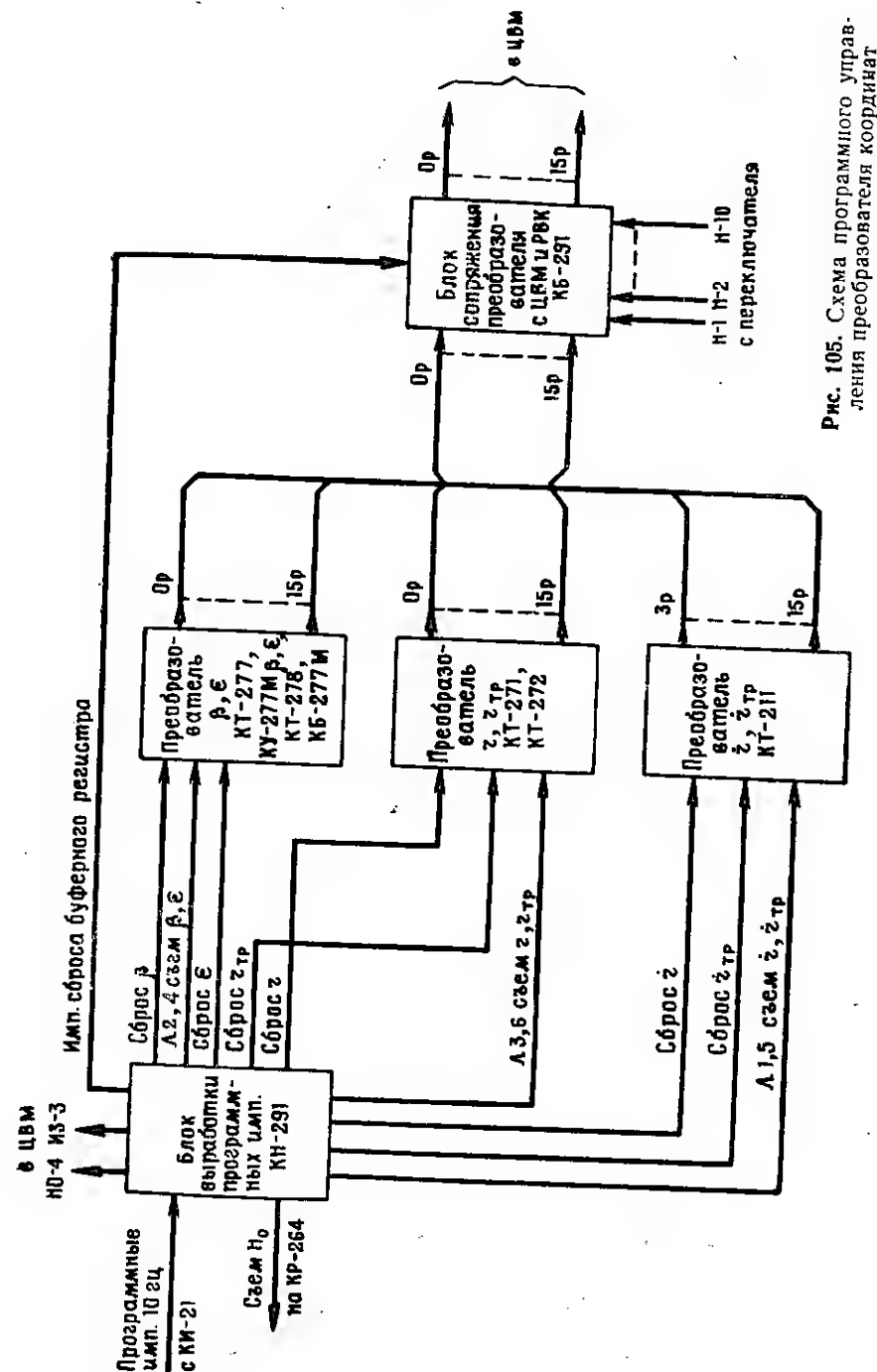


Рис. 105. Схема программного управления преобразователя координат

— преобразователя дальности r , $r_{тр}$, который включает блок выработки импульсов КТ-271 и 16-разрядный двоичный счетчик КТ-272;

— преобразователя скорости $\dot{r}$, $\dot{r}_{тр}$ (блок КТ-211);

— блока сопряжения преобразователя с ЦВМ и регистра визуального контроля (РВК) КБ-291.

Блок-схема программного управления преобразователя «Аналог — Цифра» показана на рис. 105.

На схеме показаны только программные и цифровые связи. Функциональные связи преобразователей будут рассмотрены конкретно для каждого устройства.

Программу работы преобразователя «Аналог — Цифра» задает блок выработки программных импульсов КН-291. На запуск блока поступают программные импульсы частотой 10 гц (рис. 106, эпюра 1) со шкафа КИ-21. Блок вырабатывает синхронизирующие импульсы, определяющие очередность преобразования поступающих на преобразователь семи величин и выдачу их в ЦВМ. Все семь величин преобразуются и выдаются в ЦВМ с частотой 10 гц.

В начале цикла блок КН-291 вырабатывает импульс «Сброс β » (эпюра 2), который поступает на преобразователь β , ϵ и устанавливает его в исходное (нулевое) состояние (эпюра 8). На эпюрах 8, 13 и 18 показано состояние во времени преобразователей угловых координат, дальности и скорости. Так как все преобразователи представляют собой двоичные счетчики, то установка преобразователя в нуль — это установка счетчика в нуль. Преобразование координаты соответствует счету импульсов счетчиком, а хранение — неизменное состояние счетчика после окончания счета импульсов.

Импульс «Сброс β », задержанный в преобразователе β , ϵ на 150 мксек (эпюра 3), запускает преобразователь β , ϵ для преобразования координаты β (эпюра 8). Максимальное время преобразования угловых координат равно 2 мсек, координат дальности r и $r_{тр}$ — 27 мсек, скорости $\dot{r}$ — примерно 21 мсек, скорости $\dot{r}_{тр}$ — в три раза больше, чем время преобразования $\dot{r}$, т. е. 63 мсек. В связи с этим скорость цели тренажера $\dot{r}_{тр}$ и дальность до цели r начинают преобразовываться в предыдущем цикле. Поэтому первый импульс съема (эпюра 5) поступает на преобразователь скорости $\dot{r}$, $\dot{r}_{тр}$ и осуществляет съем преобразованной к этому времени координаты $\dot{r}_{тр}$. Двоичный код этой координаты с преобразователя скорости параллельным кодом поступает на блок сопряжения КБ-291. Этот же импульс в качестве импульса «Сброс $\dot{r}_{тр}$ » (эпюра 14) устанавливает преобразователь скорости в нуль (эпюра 18); задержанный в преобразователе на 150 мксек (эпюра 15), он запускает преобразователь для преобразования координаты $\dot{r}$.

Второй импульс съема поступает на преобразователь угловых координат β , ϵ и осуществляет съем преобразованной к

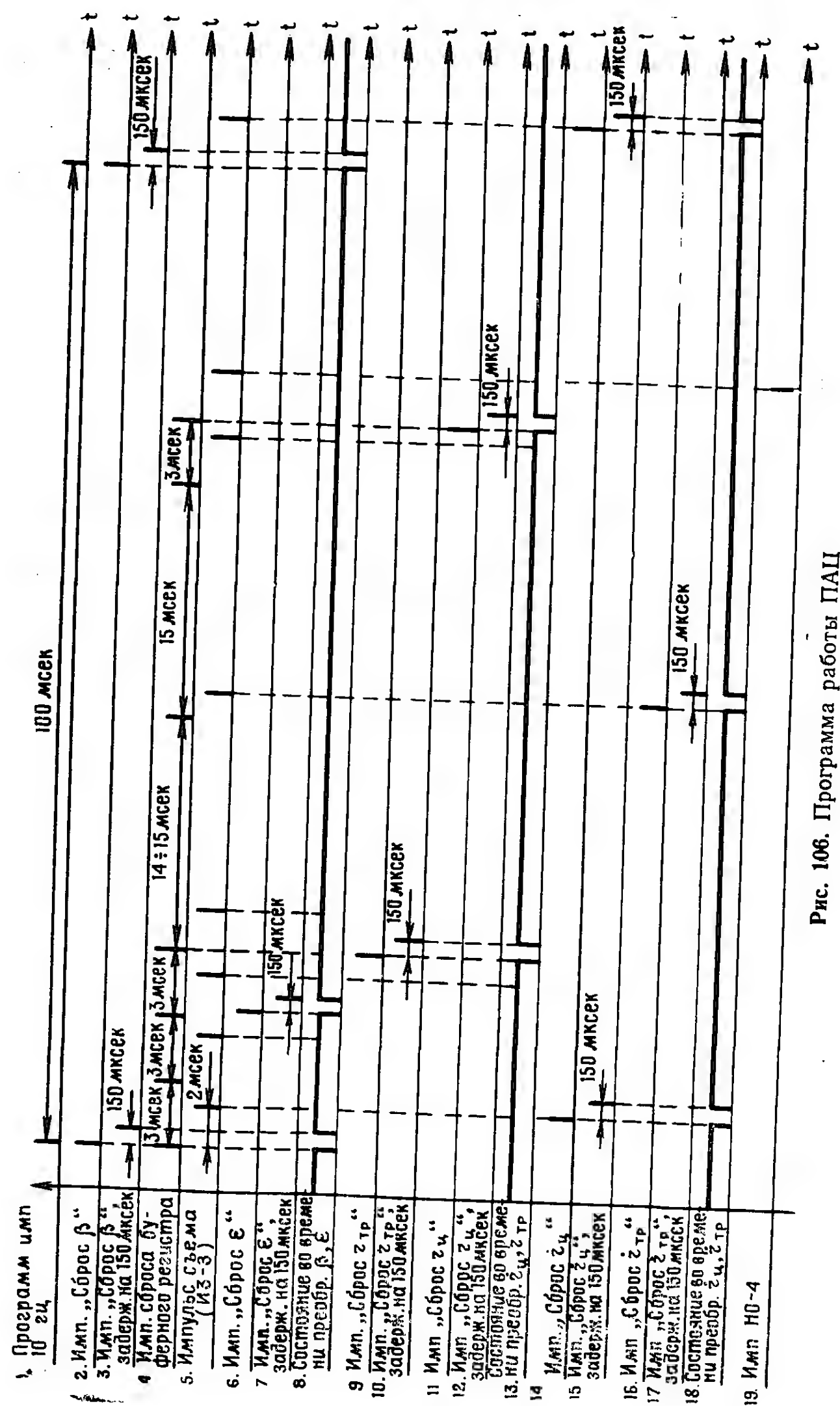


Рис. 106. Программа работы ПАЦ

этому времени координаты β (эпюра 8). Через 1 мсек на этот преобразователь поступает импульс «Сброс ϵ » (эпюра 6) и устанавливает преобразователь в нуль. Этот же импульс, задержанный в преобразователе на 150 мксек (эпюра 7), запускает его для преобразования координаты ϵ .

Третий импульс съема поступает на преобразователь дальности r , $r_{тр}$ и осуществляет съем преобразованной к этому времени координаты дальности r . Через 1 мсек на преобразователь поступает импульс «Сброс $r_{тр}$ » (эпюра 9), который устанавливает преобразователь дальности в нуль; задержанный в преобразователе на 150 мксек (эпюра 10), он запускает преобразователь для преобразования координаты $r_{тр}$.

Четвертый импульс съема поступает на преобразователь угловых координат β , ϵ и осуществляет съем преобразованной к этому времени координаты ϵ .

Пятый импульс съема поступает на преобразователь скорости $\dot{r}$, $\dot{r}_{тр}$ и осуществляет съем преобразованной координаты $\dot{r}$. Этот же импульс в качестве импульса «Сброс $\dot{r}_{тр}$ » (эпюра 16) устанавливает преобразователь в нуль; задержанный в преобразователе на 150 мксек (эпюра 17), он запускает преобразователь для преобразования координаты $\dot{r}_{тр}$.

Шестой импульс съема поступает на преобразователь дальности и осуществляет съем координаты $r_{тр}$. Через 1 мсек на этот преобразователь поступает импульс «Сброс r » (эпюра 11), который устанавливает преобразователь в нуль; задержанный в преобразователе на 150 мксек, он запускает его для преобразования координаты r . Съем этой координаты, так же как и съем $\dot{r}_{тр}$, будет производиться в следующем цикле работы преобразователя.

Седьмой импульс съема H с блока КН-291 поступает на переключатель установки высоты блока КР-264, с которого по одному из 10 проводов поступает в блок КБ-291 и через диодные сборки записывает в буферный регистр значение высоты от 1 до 32 км в зависимости от положения переключателя ВЫСОТА.

Импульсы сброса буферного регистра (эпюра 4) поступают в блок сопряжения преобразователя с ЦВМ КБ-291 на буферный регистр и устанавливают его в нуль перед поступлением в блок двоичного кода очередной преобразуемой величины.

Кроме перечисленных импульсов в блоке КН-291 вырабатываются импульсы НО-4 (эпюра 19) и импульсы запроса ИЗ-3 (эпюра 5), которые поступают в ЦВМ. Импульсы НО-4 запускают боевую программу. По импульсам ИЗ-3 ЦВМ принимает преобразованные преобразователем ПАЦ семь координат.

Преобразователь угловых координат β, ϵ

Преобразователь служит для преобразования угловых координат β, ϵ из аналоговой формы в цифровой двоичный код.

Блок-схема преобразователя угловых координат β, ϵ показана на рис. 107.

Система отсчета угловых координат РПЦ двухшкальная: одна шкала грубая (пределы измерения $0-360^\circ$, точность преобразования $2,8^\circ$), другая шкала точная (пределы измерения $0-2,8^\circ$, точность преобразования $40''$).

Информация об угловых координатах поступает на преобразователь с датчиков кабины К-1 в виде трех напряжений частоты 3,2 кГц (рис. 108, эпюры 1, 2, 4):

$f_{оп}$ — опорное импульсное напряжение для грубой и точной шкал;

f_T — синусоидальное напряжение, фаза которого по отношению к фазе напряжения $f_{оп}$ характеризует угловую координату по точной шкале. Изменение фазы напряжения f_T по отношению к напряжению $f_{оп}$ на целый период соответствует изменению угловой координаты на $2,8^\circ$;

F_T — импульсное напряжение, временное положение которого относительно напряжения $f_{оп}$ характеризует угловую координату по грубой шкале. Задержка импульса F_T относительно напряжения $f_{оп}$ на целый период соответствует изменению угловой координаты на 360° .

Эти напряжения через нормально замкнутые контакты реле блока КБ-277М поступают:

$f_{оп}$ и f_T — на блоки формирования импульсов КУ-277М β и КУ-277М ϵ соответственно;

F_T — на преобразователь β, ϵ ТШ (блок КТ-277).

В блоках КУ-277М происходят следующие преобразования:

— синусоидальное напряжение f_T преобразуется в импульсное (эпюра 3);

— с помощью схемы формирования эталонных импульсов путем умножения частоты $f_{оп}$ на 256 вырабатываются импульсы эталонной частоты $f_{эт}$ (эпюра 5);

— путем деления частоты $f_{эт}$ на 256 выделяется синусоидальное напряжение $F_{оп}$, которое поступает на датчики грубой шкалы кабины К-1 в качестве опорного напряжения. С датчиков ГШ кабины К-1 снимается синусоидальное напряжение F_T , фаза которого по отношению к напряжению $f_{оп}$ пропорциональна углу поворота антенн.

Синусоидальное напряжение F_T в кабине К-1 преобразуется в импульсное напряжение F_T , которое поступает на преобразователь β, ϵ .

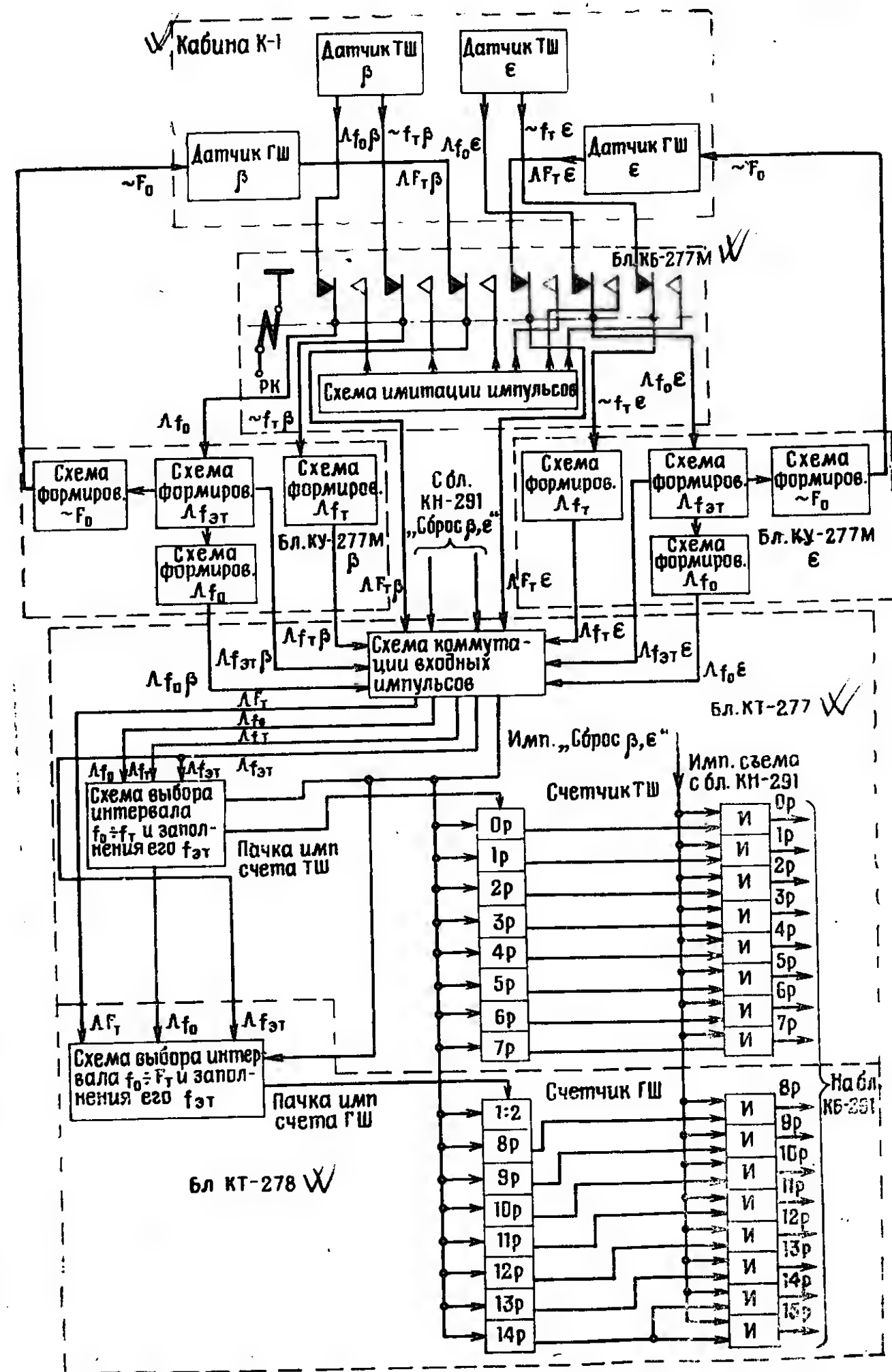


Рис. 107. Блок-схема преобразователя угловых координат

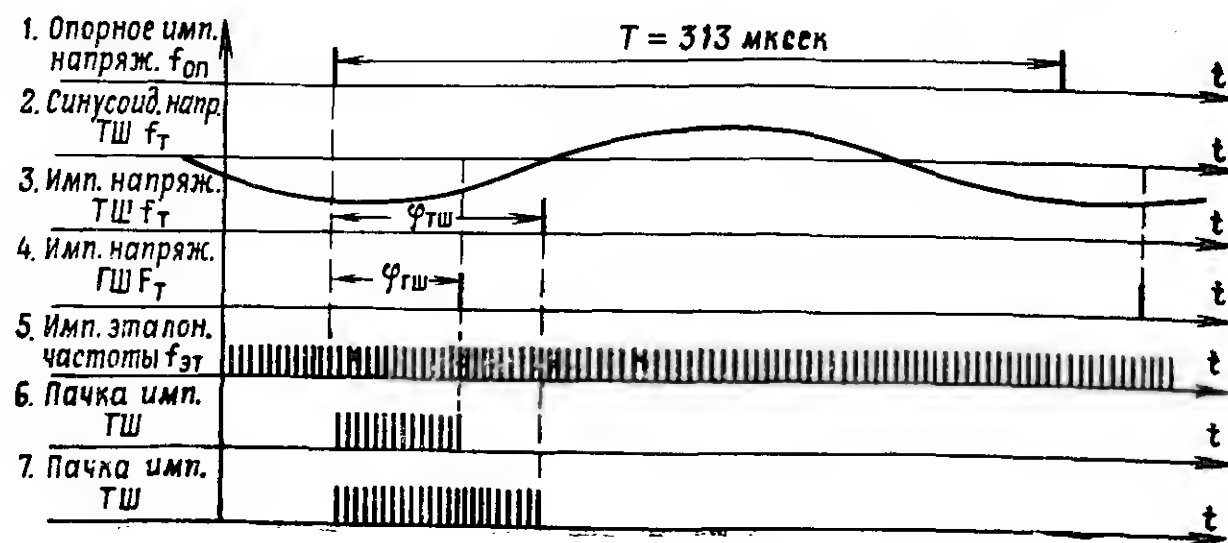


Рис. 108. Временная диаграмма работы преобразователя угловых координат

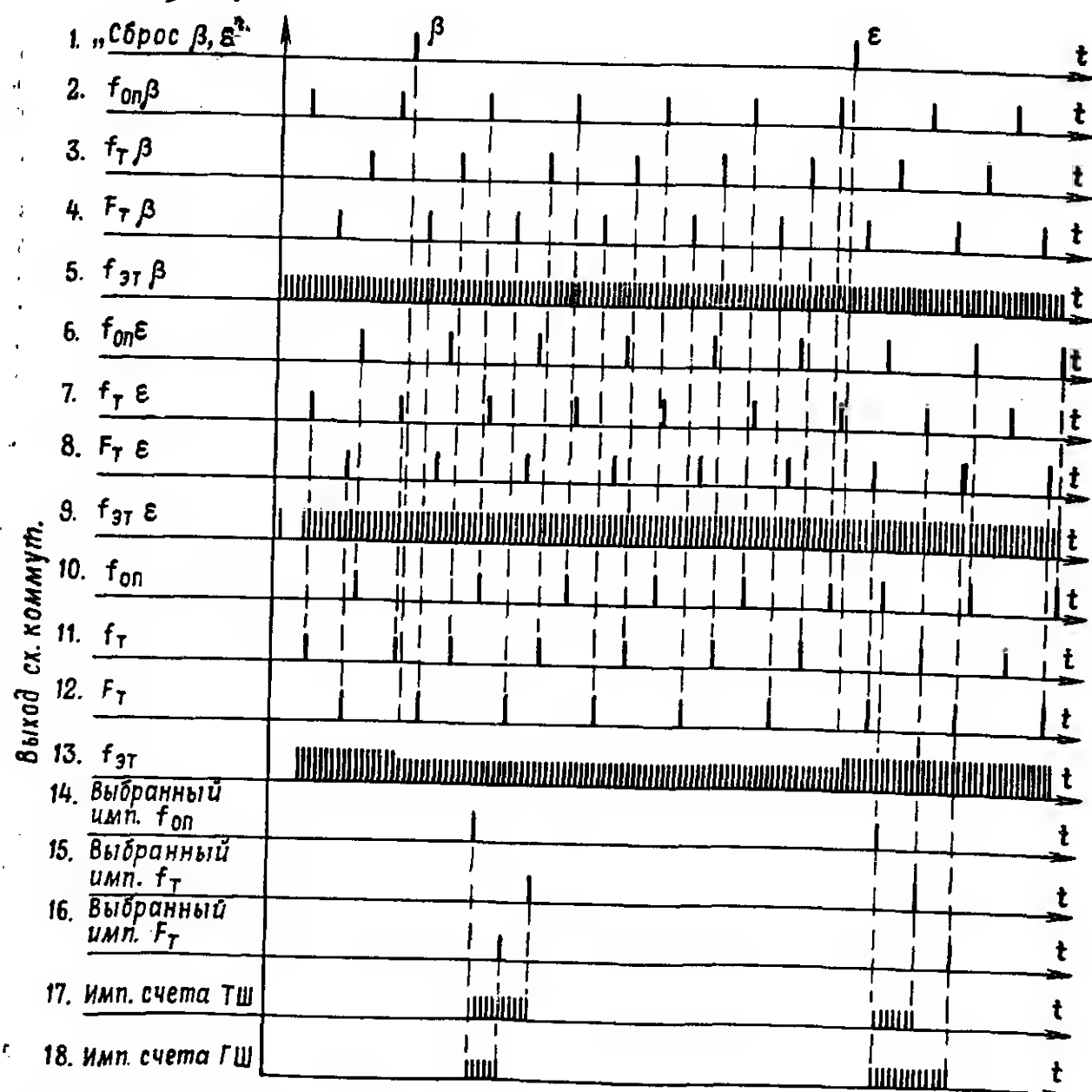


Рис. 109. Диаграмма работы схемы коммутации импульсов блока КТ-278

Импульсные напряжения $f_{оп}$, f_T , F_T , $f_{эт}$ по плоскостям β и ϵ (рис. 109, эпюры 2—9) поступают на схему коммутации входных импульсов блока КТ-277 для коммутации по плоскостям программными импульсами «Сброс β » и «Сброс ϵ ». С поступлением импульса «Сброс β » схема коммутации пропускает на выход импульсы плоскости β : $f_{оп\beta}$, $f_{T\beta}$, $F_{T\beta}$, $f_{эт\beta}$, а с поступлением импульса «Сброс ϵ » — импульсы плоскости ϵ : $f_{оп\epsilon}$, $f_{T\epsilon}$, $F_{T\epsilon}$, $f_{эт\epsilon}$ (эпюры 10—13).

В блоках КТ-277 и КТ-278 с помощью схем выбора интервала и заполнения его эталонными импульсами с приходом импульса «Сброс» выбираются интервалы $f_{оп} \div f_T$ в блоке КТ-277 (эпюра 15) и $f_{оп} \div F_T$ в блоке КТ-278 (эпюра 16). Эти интервалы заполняются эталонными импульсами $f_{эт} = 256f_{оп}$.

Количество полученных импульсов в пачках по ТШ и ГШ (рис. 108, эпюры 6, 7 и рис. 109, эпюры 17, 18) подсчитывается на 8-разрядных двоичных счетчиках. Число разрядов двоичных счетчиков определяется максимально возможным числом эталонных импульсов в пачке. Максимальное число импульсов в пачке равно 255, а максимальное число импульсов N , которое может подсчитать двоичный счетчик, определяется по формуле

$$N = 2^n - 1,$$

где n — число разрядов счетчика.

При $n = 8$, $N = 255$.

Перед поступлением эталонных импульсов счетчик обнуляется импульсами сброса. После окончания счета импульсов на счетчиках будет двоичный код преобразованной угловой координаты.

Для определения цены младшего разряда счетчика ТШ необходимо $2,8^\circ$ разделить на 256, что соответствует $40''$. Цена 7-го разряда счетчика ТШ равна $1,4^\circ$. Чтобы определить цену младшего разряда счетчика ГШ, необходимо 360° разделить на 256, что соответствует $1,4^\circ$. Для стыковки точной и грубой шкал информация со счетчика ГШ снимается начиная с 8-го разряда, который имеет цену $2,8^\circ$.

С триггерных ячеек двоичных счетчиков уровни напряжения подаются на один из входов схем И. Причем, если в данном разряде счетчика хранится единица, то на схему И выдается высокий уровень напряжения, если хранится нуль, то — низкий уровень напряжения. На второй вход схем И поступает импульс съема, который проходит на выход в том разряде, в котором хранится единица. Параллельный импульсный код преобразованных угловых координат выдается на блок сопряжения КБ-291.

В контрольном режиме все входные напряжения от датчиков ТШ и ГШ подменяются напряжениями, вырабатываемыми в имитаторе КБ-277М.

Преобразователь дальности $r, r_{тр}$

Преобразователь предназначен для преобразования дальностей до цели r и цели тренажера $r_{тр}$ из аналоговой формы в цифровой двоичный код.

Блок-схема преобразователя показана на рис. 110.

Информация о дальностях поступает на преобразователь в виде следующих напряжений:

$r_{оп}$ — опорное импульсное напряжение для цели и цели тренажера;

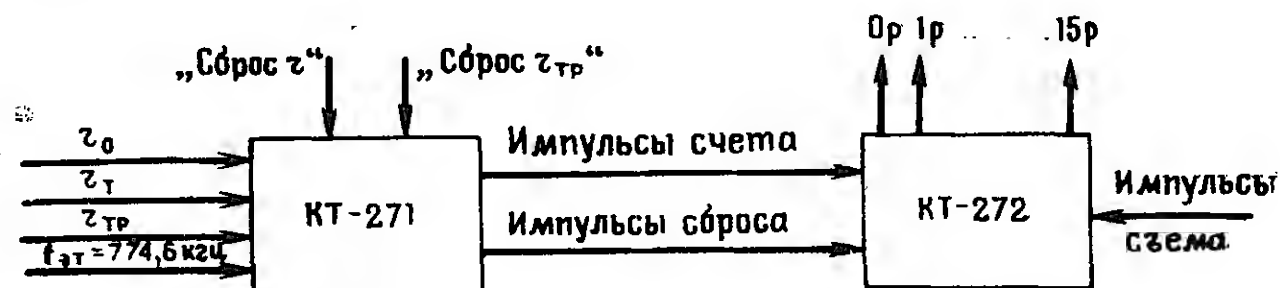


Рис. 110. Блок-схема преобразователя $r, r_{тр}$

r — импульсное напряжение, временное положение которого относительно опорного напряжения $r_{оп}$ характеризует дальность до цели;

$r_{тр}$ — импульсное напряжение, временное положение которого относительно опорного напряжения $r_{оп}$ характеризует дальность до цели тренажера.

Все эти напряжения имеют частоту 327 гц.

Принцип преобразования дальности аналогичен принципу преобразования угловых координат, т. е. временной интервал, образованный импульсами $r_{оп} \div r_{т}$ ($r_{т}$ — текущее значение дальности r или $r_{тр}$), заполняется эталонными импульсами, которые подсчитываются на двоичном счетчике.

Для заполнения временных интервалов на преобразователь поступают эталонные импульсы $f_{эт} = 774,6$ кГц. Если заполнить временной интервал этими эталонными импульсами, то дискретность преобразования дальности будет равна 193,5 м. Такая дискретность преобразования дальности не удовлетворяет техническим требованиям (12 м). Для получения дискретности преобразования дальности, равной 12 м, необходимо иметь частоту эталонных импульсов $f'_{эт} = 12,5$ МГц. Но применяемый в преобразователе двоичный счетчик может считать без сбоя импульсы частоты до 2 МГц. Поэтому временной интервал $r_{оп} \div r_{т}$ после прихода соответствующего импульса сброса выбирается восемь раз и заполняется импульсами $f_{эт} \times 2 = 1,55$ МГц. Причем 1-й интервал $r_{оп} \div r_{т}$ заполняется импульсами 1, 9, 17-м и т. д. (рис. 111, эпюра 5); 2-й интервал $r_{оп} \div r_{т}$ заполняется импульсами 2, 10, 18-м и т. д. (эпюра 6). Из эпюр 5—12 видно, что заполнение вось-

ми интервалов $r_{оп} \div r_{т}$ импульсами по указанному правилу эквивалентно заполнению одного интервала $r_{оп} \div r_{т}$ импульсами $f'_{эт} = 12,5$ МГц (эпюра 4).

В блоке КТ-271 с помощью импульсов «Сброс r » и «Сброс $r_{тр}$ » осуществляется переключение преобразователя для преобразования координаты r или $r_{тр}$. С приходом импульса «Сброс r » выбираются восемь интервалов $r_{оп} \div r$. С приходом импульса «Сброс $r_{тр}$ » выбираются восемь интервалов $r_{оп} \div r_{тр}$.

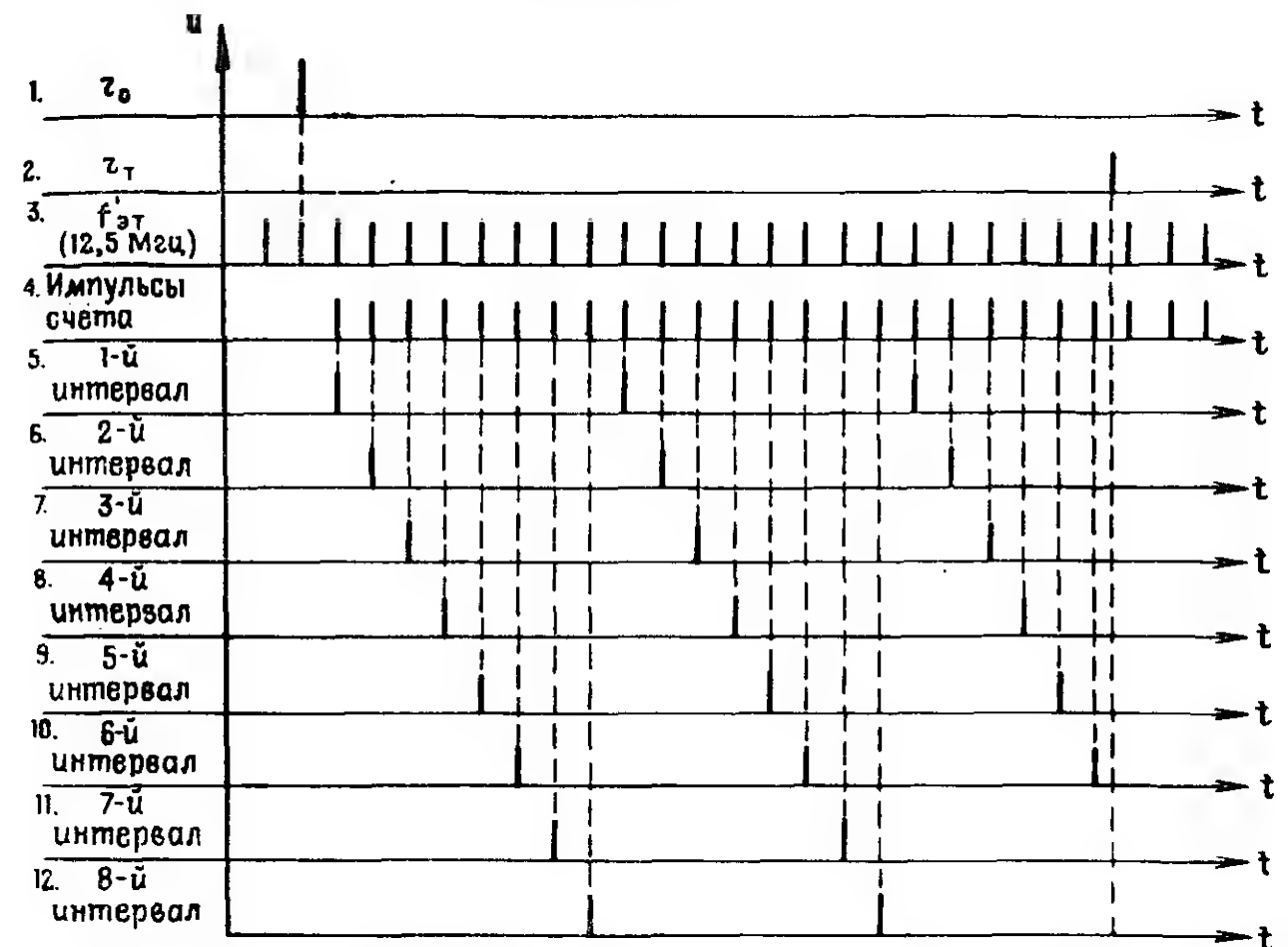


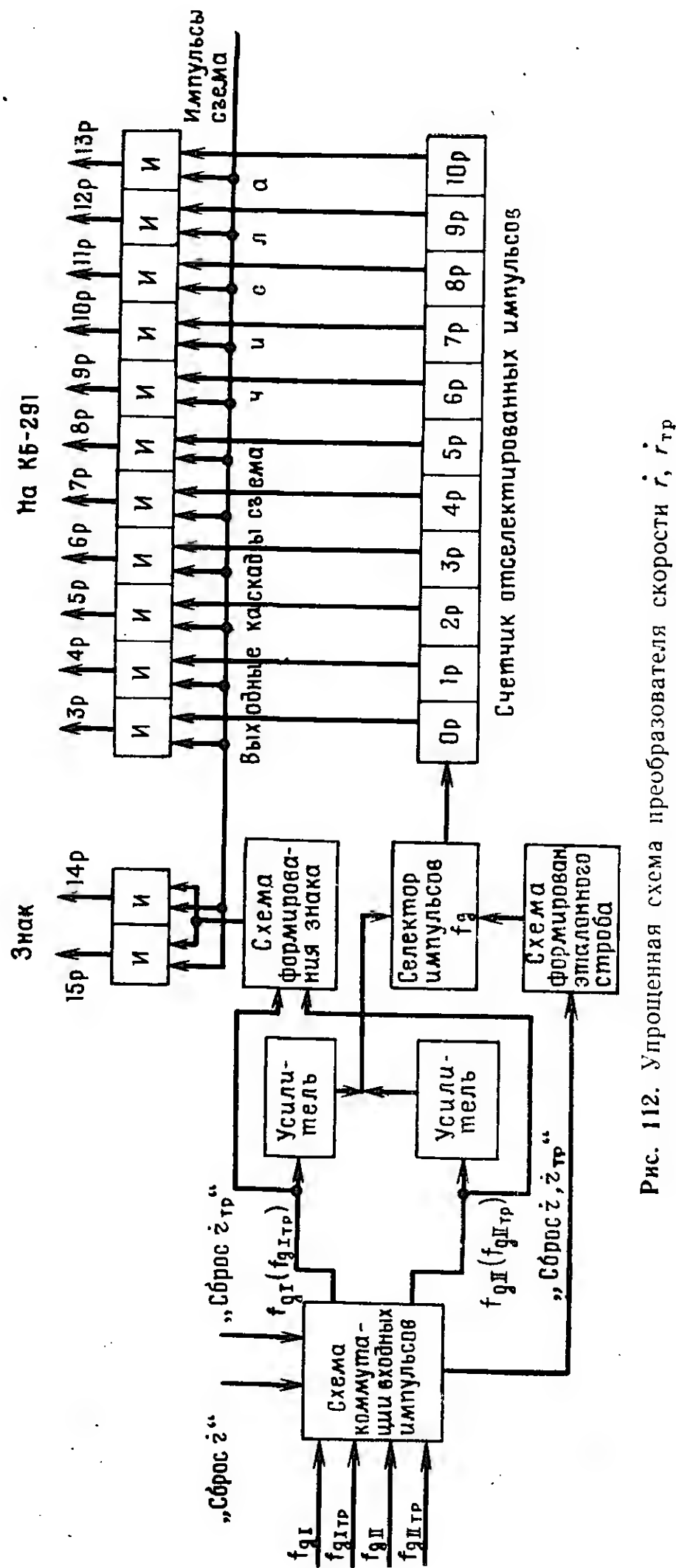
Рис. 111. Диаграмма работы преобразователя $r, r_{тр}$

Выбранные интервалы заполняются импульсами $f_{эт} \times 2 = 1,55$ МГц (эпюры 5—12), которые вырабатываются с помощью специальной схемы, построенной на линиях задержки, из импульсов $f_{эт} = 774,6$ кГц.

Полученные таким образом восемь пачек импульсов в качестве импульсов счета поступают в блок КТ-272 и подсчитываются на 16-разрядном двоичном счетчике. После окончания счета импульсов на счетчике будет двоичный код преобразованной координаты дальности. С приходом импульса счѐта этот код выдается в блок КТ-291.

Преобразователь скорости $\dot{r}, \dot{r}_{тр}$

Преобразователь предназначен для преобразования скорости цели $\dot{r}$ и скорости цели тренажера $\dot{r}_{тр}$ из аналоговой формы в цифровой двоичный код.



Информация о скорости поступает в блок в виде последовательностей импульсов частоты Доплера:

Информация о скорости поступает в блок в виде последовательностей импульсов частоты Доплера:

- f_1 — при положительном знаке скорости цели (цель удаляется);
- $f_{дII}$ — при отрицательном знаке скорости цели (цель приближается);
- $f_{дIтр}$ — при положительном знаке скорости цели тренажера;
- $f_{дIIтр}$ — при отрицательном знаке скорости цели тренажера.

Упрощенная схема преобразователя показана на рис. 112. Работа преобразователя поясняется эпюрами, приведенными на рис. 113.

Схема коммутации входных импульсов в зависимости от поступающих импульсов сброса пропускает на выход импульсы доплеровской частоты цели $f_{д_I}$ ($f_{д_{II}}$) или импульсы доплеровской частоты цели тренажера $f_{д_{I_{тр}}}$ ($f_{д_{II_{тр}}}$). При этом с приходом импульса «Сброс $\dot{r}$ » схема пропускает на выход импульсы $f_{д_I}$ ($f_{д_{II}}$), а с приходом импульса «Сброс $\dot{r}_{тр}$ » — импульсы $f_{д_{I_{тр}}}$ ($f_{д_{II_{тр}}}$). Указанные последовательности импульсов частоты Доплера поступают на усилители импульсов и с общей нагрузки усилителей на селектор импульсов счета (эпюра 4).

Импульс сброса (эюра 1), задержанный схемой задержки на 150 мксек (эюра 2), поступает на схему формирования эталонного строба (эюра 3), которая формирует строб эталонной длительности.

Длительность эталонного строба для скорости цели находится в пределах 21—23 мсек в зависимости от литеры, на котором работает данный РПЦ. Длительность эталонного строба для скорости цели тренажера в три раза больше. Это определяется тем, что частота импульсов $f_{д_{тр}}$ ($f_{д_{тр}}$) для одной

и той же скорости в три раза меньше, чем частота импульсов $f_{д1}$ ($f_{д11}$). Во время действия эталонного stroba селектор импульсов счета пропускает импульсы $f_{д1}$ ($f_{д11}$) при преобразовании скорости цели или импульсы $f_{д1тр}$ ($f_{д11тр}$) при преобразовании скорости тренажера.

Импульсы полученной пачки (эпюра 5) подсчитываются на 11-разрядном двоичном счетчике.

Чем больше скорость (чем больше число импульсов в пачке), тем больше значение цифровой величины. Минимальная скорость, которую может преобразовать преобразователь, будет тогда, когда в пачке будет один импульс. Эта скорость равна 1 м/сек. Максимальная скорость, которую может преобразовать преобразователь, равна 2047 м/сек, что соответствует максимальному числу импульсов, которое может сосчитать 11-разрядный двоичный счетчик.

Для формирования знака скорости используется триггер знака. Если скорость положительная, то импульсами $f_{д1}$ ($f_{д11}$) триггер знака устанавливается в такое состояние, при котором на схему И выдается низкий уровень напряжения. Импульс съема на выход этой схемы не проходит, в 14-м и 15-м разрядах будут нули, что соответствует положительному знаку скорости. Если скорость отрицательная, то импульсами $f_{д11}$ ($f_{д11тр}$) триггер знака устанавливается в состояние, при котором на схему И выдается высокий уровень напряжения, в 14-м и 15-м разрядах будут единицы, что соответствует отрицательному знаку скорости.

Преобразованная координата скорости параллельным импульсным кодом при поступлении импульса съема выдается в блок КБ-291.

Блок сопряжения преобразователя с ЦВМ и регистр визуального контроля КБ-291

Блок служит для преобразования параллельного импульсного кода преобразуемых координат в параллельный потенциальный код и для визуального контроля этих координат в двоичном коде.

Функциональная схема блока показана на рис. 114.

Блок состоит из буферного регистра памяти чисел и регистра визуального контроля.

Буферный регистр состоит из 16-разрядного регистра параллельного действия, схемы диодной сборки и генератора импульсов сброса.

Импульсы сброса буферного регистра (см. рис. 106, эпюра 4) с блока КН-291 через генератор импульсов сброса поступают на триггерные ячейки и устанавливают их в нуль.

Через 2 мсек с какого-либо преобразователя поступает импульсный код преобразованной координаты и через усилители импульсов записывается в триггерные ячейки буферного регистра. Уровни напряжения с выхода каждого триггера прикладываются к преобразователю приема ЦВМ 2ПП16. Если в данном разряде хранится единица, то прикладывается уровень, равный -5 в, если нуль, то уровень, равный $+2$ в.

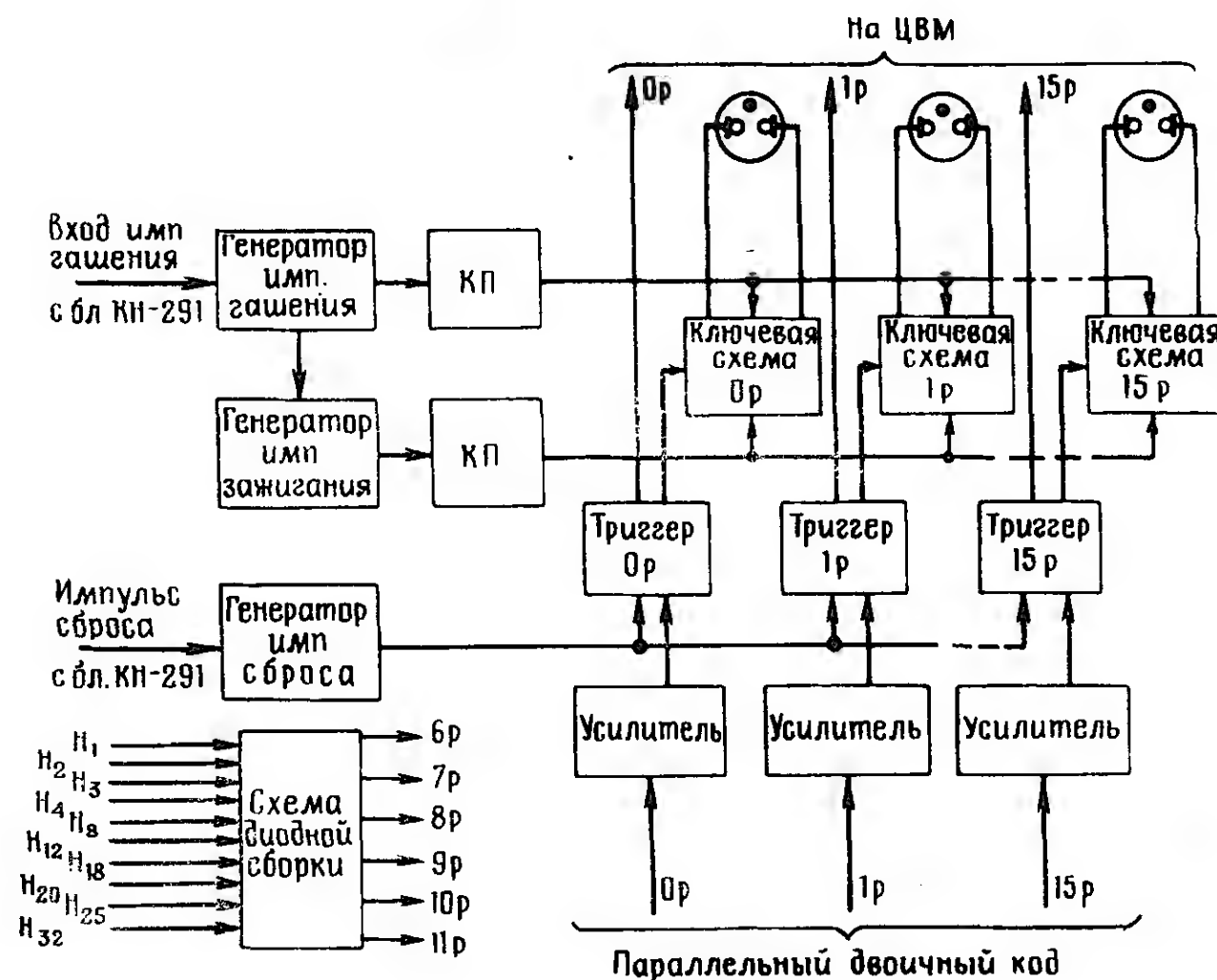


Рис. 114. Функциональная схема блока КБ-291

Перед приемом следующей координаты буферный регистр обнуляется очередным импульсом сброса.

Формирование двоичного кода высоты H_0 осуществляется в схеме диодной сборки. Импульс съема H_0 поступает на схему по одному из 10 проводов $H_1, H_2, \dots, H_{32}$ в зависимости от положения переключателя ВЫСОТА блока КР-264. Со схемы диодной сборки снимаются импульсы, которые через соответствующие усилители записывают в буферный регистр двоичный код высоты.

Значение высоты, вводимой в ЦВМ в зависимости от положения переключателя ВЫСОТА, приведено в табл. 4.

Таблица 4

Положение переключателя ВЫСОТА	Разряды буферного регистра, в которые записывается высота H , и их значение, m						Суммарное зна- чение H , вводи- мое в ЦЕМ, m
	6p	7p	8p	9p	10p	11p	
	775	1550	3100	6200	12400	24800	
1 (H_1)	1	0	0	0	0	0	775
2 (H_2)	1	1	0	0	0	0	2325
3 (H_3)	0	0	1	0	0	0	3100
5 (H_5)	0	1	1	0	0	0	4650
8 (H_8)	0	1	0	1	0	0	7750
12 (H_{12})	0	0	0	0	1	0	12400
16 (H_{16})	1	0	1	0	1	0	16275
20 (H_{20})	0	1	0	1	1	0	20150
25 (H_{25})	0	0	0	0	0	1	24800
32 (H_{32})	1	0	0	1	0	1	31775

Регистр визуального контроля (РВК) состоит из 16 ключевых схем с неоновыми лампами, генератора импульсов гашения с катодным повторителем и генератора импульсов зажигания с катодным повторителем.

На блоке КН-291 имеется переключатель на семь положений: « $r_{тр}$ », « β », « r », « ϵ », « r », « $r_{тр}$ » и « H ». При установке переключателя в одно из этих положений выбирается импульс гашения, совпадающий с импульсом сброса буферного регистра соответствующей координаты. Выбранный импульс поступает на генератор импульсов гашения, который вырабатывает импульс отрицательной полярности длительностью примерно 1 мсек. Этот импульс с катодного повторителя (КП) поступает на ключевые схемы и устанавливает их в нулевое состояние (лампы не горят). Задним фронтом импульса гашения запускается генератор импульсов зажигания, который формирует положительный импульс длительностью примерно 2 мсек. Этот импульс поступает на ключевые схемы и устанавливает их в состояние, соответствующее коду числа, хранимого в данный момент в буферном регистре. Обновление индицируемого в РВК кода данной координаты произойдет с приходом следующего импульса гашения.

Для контроля другой преобразуемой величины переключатель необходимо установить в положение, соответствующее данной координате.

На передней панели блока КБ-291 расположены контрольные шкалы, на которых записывается двоичный код координат вышки К-7 (β_v , ϵ_v , r_v).

Вид передней панели блока КБ-291 показан на рис. 115.

Контрольные шкалы представляют собой три ряда отверстий по 16 отверстий в каждом ряду. Верхний ряд служит для

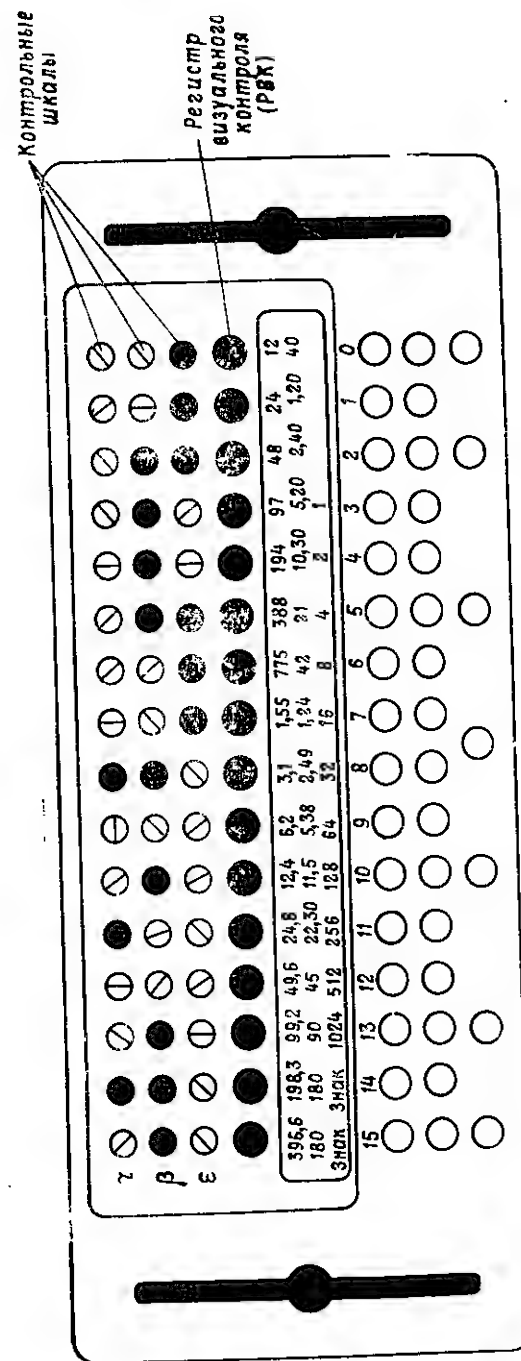


Рис. 115. Вид передней панели блока КБ-291

Под контрольными шкалами расположены неоновые лампы РВК и шкала с ценой делений каждого разряда по угловым координатам, дальности и скорости. Значение этих разрядов приведено в табл. 5.

Преобразователь предназначен для преобразования из цифровой формы в аналоговую пятнадцать величин: $\Delta \dot{r}_{\text{тр}}$, $\Delta \beta$, Δr , $\Delta \varepsilon$, $\Delta \dot{r}$, $\Delta r_{\text{тр}}$, $r_{\text{д}}$, $r_{\text{в}}$, $r_{\text{б}}$, $r_{\text{д.эф}}$, $r_{\text{д}}$, $r_{\text{в.п.}}$, $\frac{1}{2\dot{d}}$, $t_{\text{д}}$, $\beta_{\text{г.}}$. Причем, первые шесть величин преобразуются в уровни напряжения, следующие шесть величин — во временные интервалы и последние три величины — в пакеты импульсов.

— преобразователь цифр в пакки импульсов и временные интервалы (блок КТ-281);

— блок выработки программных импульсов КТ-291М.

Программу работы преобразователя задает блок КТ-291М. На запуск этого блока поступают импульсы НО-3 частоты 20 гц (эпюра 1) и входные адресные импульсы частоты 400 гц (эпюра 2), жестко связанные по фазе с импульсами НО-3.

С приходом импульсов НО-3 триггер схемы выработки адресных импульсов сброса устанавливается в состояние, при котором на селектор выдается высокий уровень напряжения (эпюра 3). Селектор пропускает на выход импульсы частоты 400 гц (эпюра 4), которые в качестве адресных импульсов сброса поступают в блоки КТ-281, КТ-282 и на схему задержки. Задержанные на 50 мксек адресные импульсы сброса запускают генератор импульсов ИЗ-2, с выхода которого импульсы поступают на 15-разрядный сдвигающий регистр. Этот регистр построен так, что 1-й импульс запускает генератор 1-го разряда, 2-й импульс — генератор 2-го разряда и т. д. 15-й импульс запускает генератор 15-го разряда. Импульсы, снимаемые с выхода генераторов регистра, называются адрес-

However, various

Координаты	Номер разряда															
	15p	14p	13p	12p	11p	10p	9p	8p	7p	6p	5p	4p	3p	2p	1p	0p
$r, r_{гр}$	395,6 км	198,3	99,2	49,6	24,8	12,4	6,2	3,1	1,55	775 м	388	194	97	48	24	12
β, ϵ	180°	180	90	45	22,30	11,15	5,38	2,49	1,24	42'	21	10,30	5,20	2,40	1,20	40"
$p, p_{гр}$	3н	3н	1024 м/сек	512	256	128	64	32	16	8	4	2	1	—	—	—

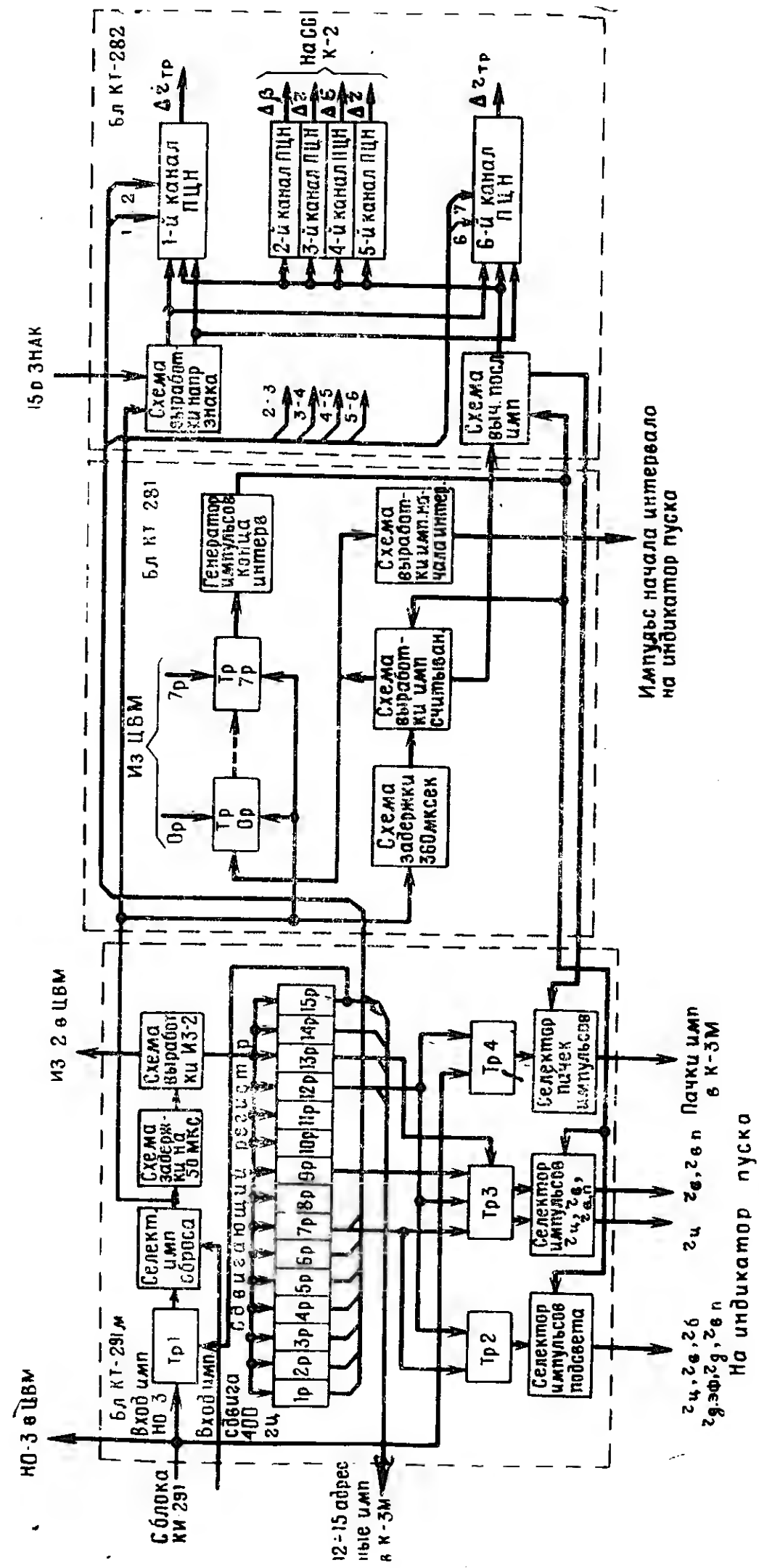


Рис. 116. Упрощенная функциональная схема преобразователя ПЦА

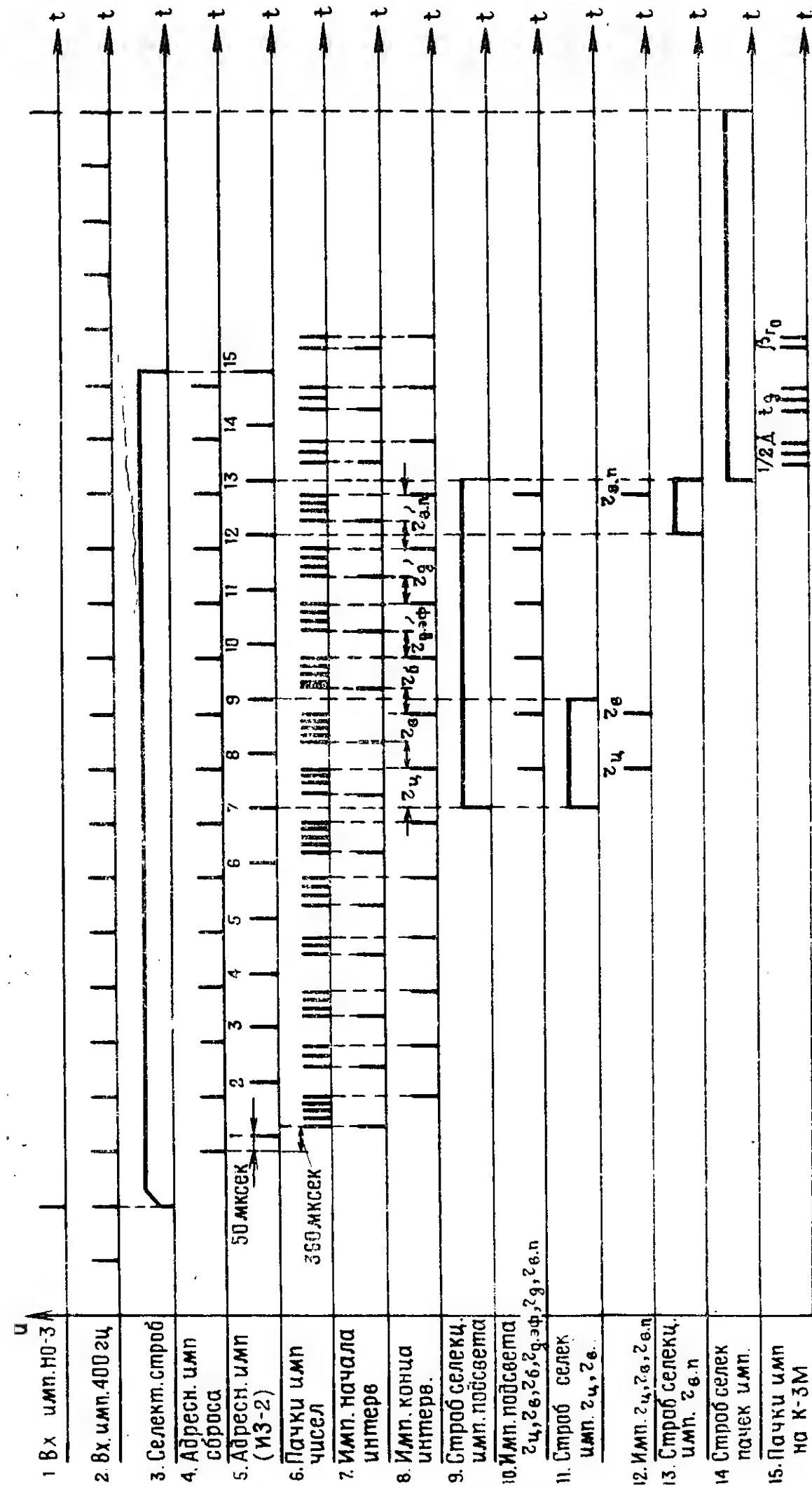


Рис. 117. Временная диаграмма работы ПЦА

ными импульсами или ИЗ-2 (эпюра 5). 15-й адресный импульс опрокидывает триггер схемы выработки адресных импульсов сброса, и выработка этих импульсов прекращается.

Выходные импульсы НО-3 и ИЗ-2 поступают в ЦВМ. По импульсам НО-3 ЦВМ подготавливается к обмену с преобразователями ПАЦ и ПЦА. По импульсам ИЗ-2 ЦВМ выдает на преобразователь 15 преобразуемых величин.

Блок КТ-281 представляет собой 8-разрядный двоичный счетчик, работающий на считывание. Адресные импульсы сброса поступают на счетчик и устанавливают его в нулевое состояние. По импульсу запроса ИЗ-2 из ЦВМ на двоичный счетчик параллельным кодом записывается преобразуемая величина. Адресный импульс сброса, задержанный на 360 мксек схемой задержки, запускает схему выработки импульсов считывания. Эта схема вырабатывает импульсы частоты 140 кГц, которые поступают на вход счетчика (триггер 0р). С поступлением каждого импульса содержимое счетчика уменьшается на единицу. Для того чтобы счетчик работал на считывание, импульс переноса с триггера данного разряда в следующий разряд должен возникать, когда триггер переходит из состояния «0» в состояние «1».

Работа счетчика поясняется примером, приведенным в табл. 6.

Таблица 6

Номер импульса считывания	Значение разрядов счетчика							
	0р	1р	2р	3р	4р	5р	6р	7р
Исходное состояние	0	1	0	1	0	0	0	0
1	1	0	0	1	0	0	0	0
2	0	0	0	1	0	0	0	0
3	1	1	1	0	0	0	0	0
4	0	1	1	0	0	0	0	0
5	1	0	1	0	0	0	0	0
6	0	0	1	0	0	0	0	0
7	1	1	0	0	0	0	0	0
8	0	1	0	0	0	0	0	0
9	1	0	0	0	0	0	0	0
10	0	0	0	0	0	0	0	0
11	1	1	1	1	1	1	1	1

Предположим, что из ЦВМ на счетчик выдана величина $\Delta p = 10$. Это исходное состояние записано в первой строке таблицы. С поступлением 1-го импульса считывания содержимое счетчика уменьшится на единицу и будет равно 9. После 2-го импульса считывания содержимое станет равным 8 и т. д. После 10-го импульса считывания счетчик установится в нуль. 11-й импульс установит все разряды счетчи-

ка в состояние «1» и, выдавшись с выхода триггера 7-го разряда, запустит генератор импульсов конца интервала. Импульсы с выхода этого генератора, называемые импульсами конца интервала (эпюра 8), поступают на схему выработки импульсов считывания и запрещают ее работу. С приходом следующего адресного импульса сброса счетчик обнуляется и цикл работы по преобразованию следующей цифровой величины в пачку импульсов повторяется. Следовательно при преобразовании 15 величин в каждом цикле схема выработки импульсов считывания вырабатывает 15 пачек импульсов (эпюра 6) с числом импульсов в пачке на единицу больше, чем значение цифровой величины.

Получение временных интервалов в блоке осуществляется путем выделения первого и последнего импульсов в пачке. Первый импульс пачки, называемый импульсом начала интервала (эпюра 7), выделяется схемой выработки импульсов начала интервала. Последним импульсом пачки является импульс конца интервала. Очевидно, что временные интервалы, образованные импульсами начала и конца интервала (эпюра 8), пропорциональны соответствующим цифровым величинам.

Пачки импульсов со схемы выработки импульсов считывания поступают в блок КТ-282.

Блок КТ-282 состоит из шести каналов преобразования цифр в напряжения. Пачки импульсов поступают на схему вычитания последнего импульса в пачке, где с помощью импульса конца интервала вычитается последний «лишний» импульс. С этой схемы пачки импульсов поступают на шесть каналов ПЦН, где с помощью адресных импульсов 1—7 (рис. 118, эпюра 1) выделяется в первом канале первая пачка, во втором — вторая пачка и т. д. Отселектированная соответствующими адресными импульсами пачка импульсов в

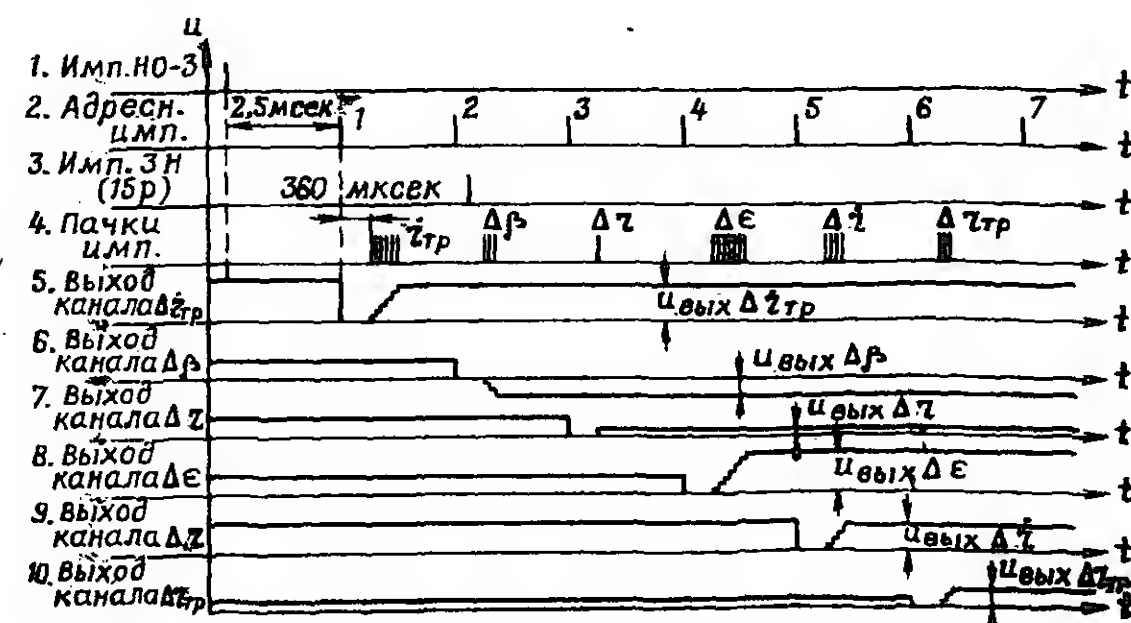


Рис. 118. Диаграмма работы каналов ПЦН блока КТ-282

каждом канале ПЦН преобразуется в напряжение (эпюры 4—9). Полярность выходного напряжения определяется наличием или отсутствием импульса в 15-м разряде, который заводится на схему выработки уровня знака. Если преобразуемая величина имеет положительный знак, то импульса в 15-м разряде нет и схема выработки уровня знака остается в состоянии, в котором она устанавливается адресным импульсом сброса. Если преобразуемая величина отрицательная, то импульсом, находящимся в 15-м разряде (эпюра 2), схема выработки уровня знака переводится в другое состояние и канал вырабатывает выходное напряжение отрицательной полярности.

Уровень выходного напряжения в каждом канале определяется числом импульсов в пачке. Прирост напряжения от одного импульса на выходе каждого канала соответствует 0,25—0,3 в. Выходное напряжение каждого канала может быть измерено с помощью щитового прибора, расположенного на передней панели блока КТ-282. Чувствительность прибора устанавливается с помощью переключателя, имеющего три положения: «100 в», «50 в» и «5 в».

Пачки импульсов с блока КТ-282 поступают в блок КТ-291.

В блоке КТ-291 осуществляется выделение импульсов подсвета, выдаваемых на индикатор пуска, и пачек импульсов, выдаваемых в кабину К-3М. Выделение импульсов подсвета осуществляется с помощью схемы селекции импульсов подсвета, состоящей из селектора и триггера. На один вход селектора поступают импульсы конца интервала всех преобразуемых величин, а на второй вход в интервале 7—12-го адресных импульсов с Тр2 поступает высокий уровень напряжения (эпюра 9, рис. 117). Поэтому на выход селектора проходят только шесть импульсов конца интервала, соответствующие величинам $t_{ц}$, $t_{в}$, $t_{б}$, $t_{д.эф}$, $t_{д}$, $t_{в.п}$ (эпюра 10). Эти импульсы поступают на индикатор пуска для подсвета развертки.

Для получения амплитудных отметок точки встречи, точки встречи пуска и цели схемой селекции импульсов $t_{ц}$, $t_{в}$, $t_{в.п}$ селектируются импульсы конца интервала $t_{ц}$, $t_{в}$ и $t_{в.п}$ (эпюры 11, 12).

Пачки импульсов для кабины К-3М выделяются схемой селекции величин для кабины К-3М. На первый вход селектора этой схемы поступают все 15 пачек. На второй вход селектора прикладывается высокий уровень напряжения в интервале времени 13-й адресный импульс — импульс НО-3 (эпюра 13). На выход селектора проходят три последние пачки импульсов, соответствующие величинам $\frac{1}{2d}$, $t_{д}$, $\beta_{г}$ (эпюра 14).

Преобразователь предназначен для преобразования последовательного цифрового кода в параллельный код при приеме информации, выдаваемой из кабины К-9 в ЦВМ, и параллельного цифрового кода в последовательный код при передаче информации из ЦВМ в кабину К-9.

Преобразователь размещается в шкафу КВ-21 и состоит из следующих блоков:

- блока формирования импульсов КВ-282;
- сдвигающего регистра (0р — 9р) (блок КВ-283А);
- сдвигающего регистра (10р — 19р) (блок КВ-283Б);
- имитатора КВ-280;
- имитатора КВ-281.

Упрощенная функциональная схема и функциональные связи преобразователя показаны на рис. 119.

Обмен информацией между кабиной К-9 и РПЦ осуществляется по двум программам, которые задаются в УПП кабины К-9.

При обмене информацией по первой программе ЦВМ всех РПЦ выдают в кабину К-9 результаты вычислений. Очередность выдачи информации показана на временной диаграмме (рис. 120). Объем информации, выдаваемой в кабину К-9 по первой программе, показан на временной диаграмме (рис. 121).

При обмене информацией по второй программе из кабины К-9 на РПЦ поступают координаты внешнего ЦУ. В случае готовности координат по какой-либо цели вторая программа прерывает первую программу (после окончания обмена с каким-либо РПЦ). Координаты этой цели принимаются ЦВМ того РПЦ, которому данная цель назначена. С поступлением координат следующей цели их принимает ЦВМ другого РПЦ.

Временная диаграмма обмена по второй программе показана на рис. 122 и 123.

Порядок обмена по первой и второй программам определяется программными импульсами (см. рис. 121, эпюры 1, 2, 4), которые вырабатываются в кабине К-9. После каждого импульса НО-1 передается код обмена (КО) (эпюра 5), который несет информацию для ЦВМ. В коде обмена указывается, по какой программе должна работать ЦВМ в данном цикле обмена.

Импульс НО-1 поступает в блок КВ-282 и устанавливает триггер ТПП (триггер приема-передачи) в состояние, при котором с его правого выхода снимается высокий уровень напряжения, разрешающий прохождение импульсов КО через генератор импульсов входных чисел на сдвигающий регистр (блоки КВ-283А, КВ-283Б). В это же время с левого выхода

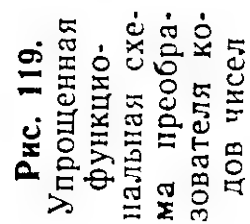


Рис. 120. Диаграмма очередности обмена информацией между кабиной К-9 и РПЦ по первой программе

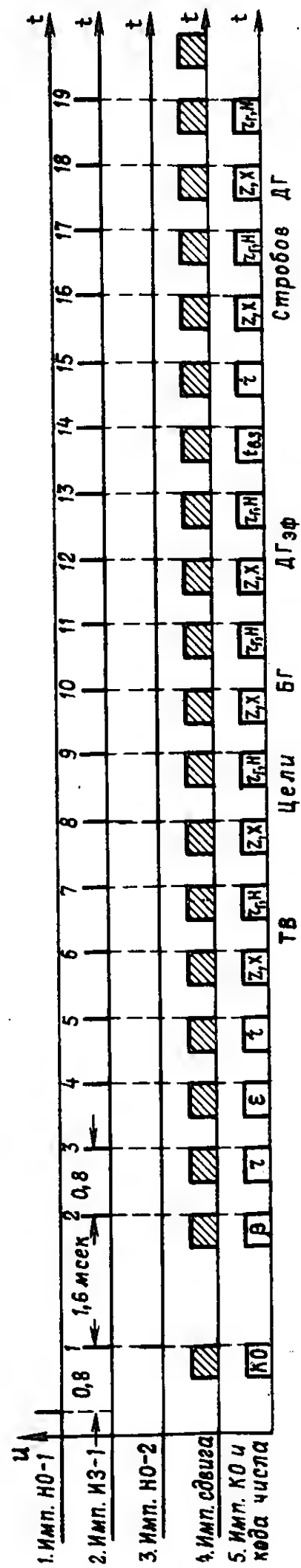
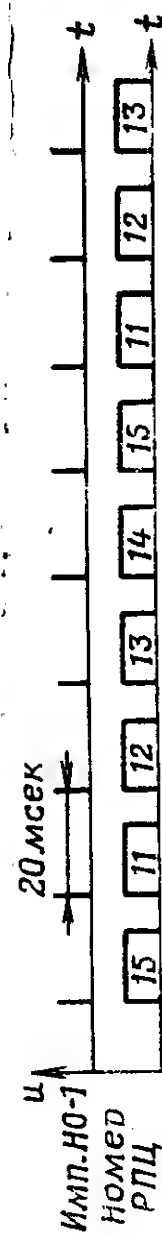


Рис. 121. Диаграмма выдачи информации из ЦВМ в кабину К-9 по первой программе

ТПП снимается низкий уровень напряжения, который запрещает прием в сдвигающий регистр информации из ЦВМ и выдачу информации из регистра в кабину К-9. Кроме того, импульс НО-1 поступает:

- в ЦВМ для подготовки ее к приему КО;
- на триггер Л4, устанавливая его в состояние, при котором на генератор импульсов ИЗ-1 выдается высокий уровень

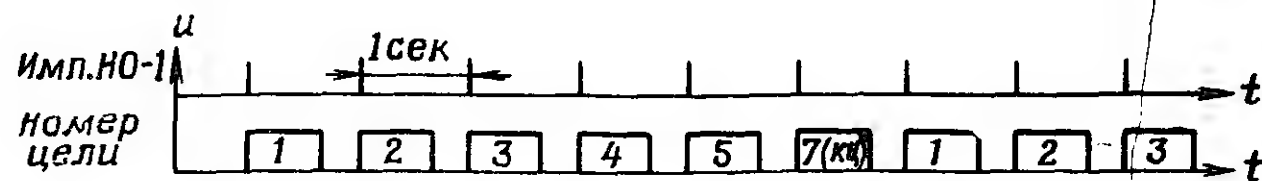


Рис. 122. Диаграмма очередности обмена информацией между кабиной К-9 и РПЦ по второй программе

напряжения, разрешающего запуск этого генератора импульсами запроса ИЗ-1;

- на триггер Л12, устанавливая его в состояние, при котором разрешается запуск генератора импульсов НО-2 (импульсами ИЗ-1).

Через 0,8 мсек (эюра 2) после прихода импульса НО-1, когда КО будет записан в сдвигающий регистр, в ЦВМ поступает 1-й импульс запроса ИЗ-1. По этому импульсу ЦВМ принимает в преобразователь приема 1ПП16 код обмена.

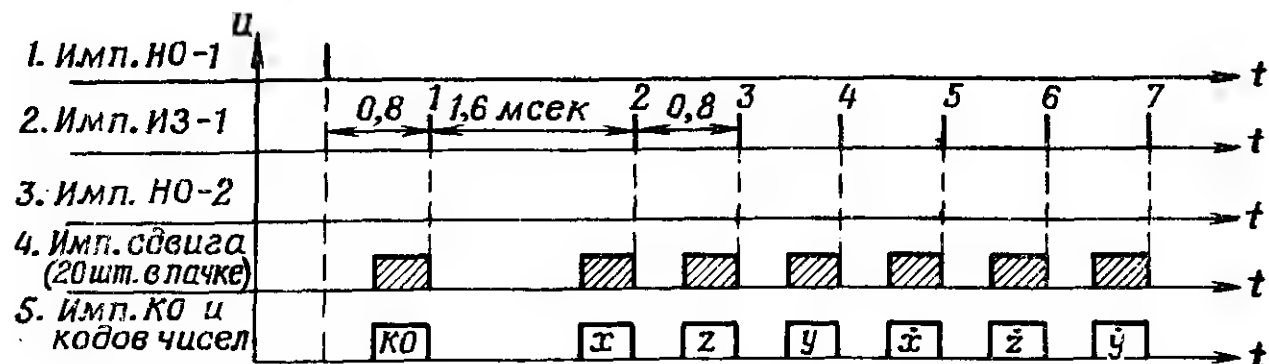


Рис. 123. Обмен информацией между кабиной К-9 и РПЦ по второй программе

Кроме того, 1-й импульс запроса запускает генератор импульсов НО-2 (эюра 3). Импульс НО-2 переводит триггер Л12 в состояние, при котором на генератор импульсов НО-2 выдается низкий уровень напряжения, запрещая его запуск последующими импульсами ИЗ-1. Импульс НО-2 также поступает в ЦВМ и запускает программу анализа КО. Результаты анализа программы КО могут быть следующими:

1) ЦВМ должна принимать информацию из кабины К-9 (обмен по второй программе). В этом случае уровень ТПП остается прежним, т. е. он разрешает прием информации из кабины К-9. Величины $x, z, y, \bar{x}, \bar{z}, \bar{y}$ (рис. 123, эюра 5) в ука-

занной очередности последовательным кодом через генератор импульсов входных чисел записываются в сдвигающий регистр и с него параллельным кодом по соответствующим импульсам запроса ИЗ-1 принимаются преобразователем приема 1ПП16 ЦВМ.

2) ЦВМ должна выдавать информацию в кабину К-9 (обмен по первой программе). В этом случае из ЦВМ выдается импульс «Ком. 0 ЦВМ», который переводит ТПП в другое состояние и, выполняя роль импульса сброса, устанавливает сдвигающий регистр в нуль. В этом случае на генератор импульсов входных чисел будет выдаваться низкий уровень напряжения, запрещающего прием информации регистром из кабины К-9. На схемы И и генератор импульсов выходных чисел будет выдаваться высокий уровень напряжения, обеспечивающего прием чисел регистром с преобразователя выдачи ПВ20 ЦВМ параллельным 16-разрядным кодом и выдачи этих чисел последовательным кодом через генератор импульсов выходных чисел в кабину К-9. По импульсам ИЗ-1 начиная со 2-го импульса (см. рис. 121) ЦВМ выдает на сдвигающий регистр числа параллельным кодом, а с регистра эти числа импульсами сдвига выталкиваются в кабину К-9 последовательным кодом.

3) ЦВМ не должна принимать из кабины К-9 и выдавать в кабину К-9 информацию (кабина К-9 обменивается с другим РПЦ). В этом случае уровень ТПП разрешает прием информации из кабины К-9 в сдвигающий регистр, но эта информация в ЦВМ не принимается, так как при анализе КО ЦВМ выдает импульс «Ком. 4 ЦВМ», который поступает на триггер Л4 и опрокидывает его в состояние, при котором на генератор импульсов ИЗ-1 выдается низкий уровень напряжения, запрещающего поступление в ЦВМ импульсов запроса ИЗ-1.

В режиме контроля и автономной работы РПЦ вместо программных импульсов, поступающих из кабины К-9, используются импульсы, поступающие с имитатора шкафа КВ-21 (блоки КВ-280 и КВ-281). Код обмена и коды чисел набираются с помощью кодирующих устройств в блоке КВ-281.

6. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ЦВМ «ПЛАМЯ-К»

Состав и основные характеристики

В состав ЦВМ «Пламя-К» входят следующие устройства (рис. 124):

- цифровое вычислительное устройство (ЦВУ);
- устройство связи и контроля (УСК);
- вспомогательные блоки: пульт управления (ПУ), контрольный пульт управления (КПУ), пульт динамического кон-

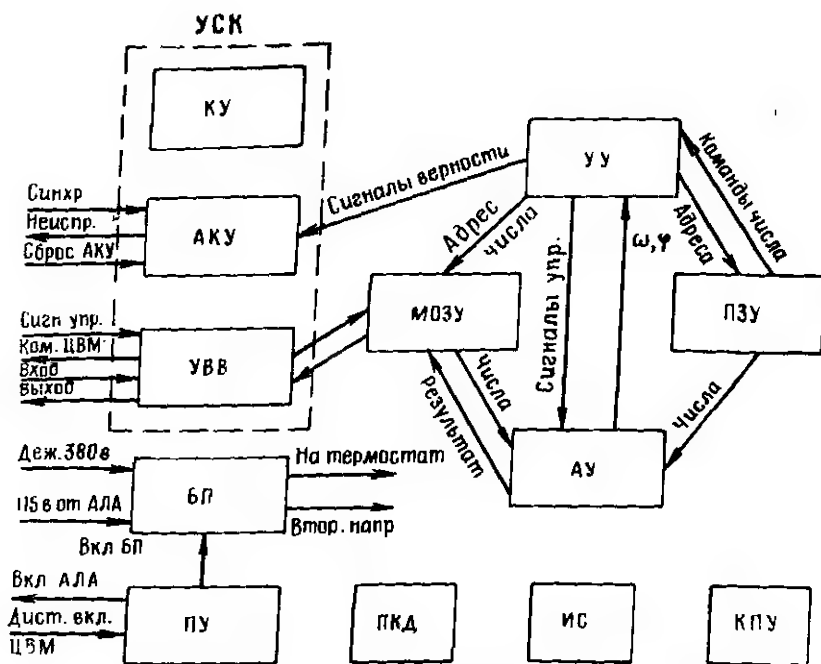


Рис. 124. Схема основных связей ЦВМ

троля (ПКД), имитатор системы (ИС), блок питания (БП); первичный источник напряжения ~ 115 в, 400 гц со стойкой управления (АЛА-1,5М).

ЦВУ производит все вычисления.

В состав ЦВУ входят:

ПЗУ — постоянное запоминающее устройство, предназначено для хранения команд программы и некоторых констант, которые используются при решении различных задач;

МОЗУ — магнитное оперативное запоминающее устройство, служит для хранения исходных данных, промежуточных и окончательных результатов вычислений;

АУ — арифметическое устройство, предназначено для выполнения арифметических и логических операций;

УУ — устройство управления, осуществляет автоматическое управление устройствами ЦВМ при решении различных задач.

УСК обеспечивает связь ЦВМ с системой и контроль за вычислениями в ЦВМ.

В состав УСК входят:

УВВ — устройство ввода-вывода, обеспечивает связь МОЗУ с системой при обмене информацией, формирование непрограммированных команд и сигналов управления;

АКУ — автоматическое контрольное устройство, оценивает исправность ЦВМ при счете программы контрольного текста, исправность системы при счете боевой программы и четкость счета боевой программы;

КУ — контрольное устройство, обеспечивает ручное управление ЦВМ при регламентных работах.

ПУ обеспечивает дистанционное и местное включение ЦВМ.

КПУ обеспечивает ручное управление ЦВМ при регламентных работах.

ПКД обеспечивает динамическую (при работающей ЦВМ) индикацию отдельных ячеек ПЗУ или МОЗУ.

ИС позволяет осуществлять проверку цепей связи ЦВМ с системой в режиме регламентного контроля.

БП является источником вторичного питания и выдает следующие выпрямленные напряжения: +27 в, +27 в термостат, +24 в ГИ, —24 в, —20 в, —20 в КУ, —7 в, —4 в, +1,5 в, +15 в, +24 в.

Агрегат АЛА-1,5М преобразует напряжение 3×380 в, 50 гц в напряжение ~ 115 в, 400 гц.

ЦВМ имеет следующие основные характеристики:

— тип машины — специализированный (по логике ЦВМ является универсальной), синхронный, последовательно-параллельный;

— система счисления — двоичная;

— система команд — одноадресная, количество команд — 32;

— числа и команды представляются в ЦВМ в виде 16-разрядных двоичных кодов; в числе 14 разрядов счетных и 2 разряда знаковые;

— емкость ПЗУ — 4096 16-разрядных чисел, 8 кассет по 512 чисел; условно ПЗУ разбито на 16 квадратов (0—15) по 256 чисел в каждом квадрате; имеется возможность оперативной записи в 15-ом квадрате 16 чисел;

— емкость МОЗУ — 256 16-разрядных чисел;

— быстродействие ЦВМ составляет 62 500 операций типа сложения или около 7800 операций умножения в сек;

— рабочий цикл ЦВМ равен 16 мсек;

— частота главных импульсов (ГИ) — 1 Мгц;

— УВВ имеет три канала приема информации (1ПП16, 2ПП16, 3ПП16) и два канала выдачи информации (ПВ16 и ПВ20);

— питание: дежурное питание 3×380 в, 50 гц, потребляемая мощность 500 вт; первичное питание 115 в, 400 гц, потребляемая мощность 1000 вт;

— допускается при непрерывной 25-часовой работе один отказ.

Команда — это закодированный в виде 16-разрядного двоичного числа управляющий сигнал, который указывает, что должна делать ЦВМ в данном цикле работы.

ПЗ		ПО		КОП				АЧ								ПП		ПМ	
15p	14p	13p	12p	11p	10p	9p	8p	7p	6p	5p	4p	3p	2p	1p	0p				

2р — 9р — адресная часть (АЧ) команды (адрес числа, участвующего в данной операции);

10р — 14р — код операции (КОп), который указывает, что должна делать ЦВМ в данном цикле; причем 14р кода операции условно называется признаком операции (ПО);

15р — признак запоминания (ПЗ); признак запоминания указывает, где должен запоминаться результат операции; если ПЗ=0, то результат операции запоминается в АУ; если ПЗ=1, то результат операции запоминается в МОЗУ по адресу данной команды;

Ир — признак памяти (ПП); признак памяти указывает, откуда должно выбираться число, участвующее в данной операции: из МОЗУ или ПЗУ; если $ПП = 0$, то число выбирается по адресу данной команды из МОЗУ; если $ПП = 1$, то число выбирается по адресу данной команды из ПЗУ; при этом номер квадрата ПЗУ, из которого выбирается число, дополнительно указывается устройством управления;

Ор — признак модификации (ПМ); признак модификации указывает, по какому адресу будет выбираться число из устройства памяти; если ПМ = 0, то число выбирается из МОЗУ или ПЗУ по адресу данной команды; если ПМ = 1, то число выбирается по адресной части, измененной на некоторую константу, которая хранится в устройстве управления; в результате в МОЗУ или ПЗУ поступает адрес команды, определяемый по формуле

где **АМ** — модифицированная адресная часть команды;

АЧ — адресная часть команды;

ПМ — признак модификации;

Итак, если $ПМ = 0$, то $АМ = АЧ$. Если $ПМ = 1$, то $АМ = АЧ + МК$.

Для удобства записи команды в документации 14р и 15р перенесены направо (рис. 126) и каждая группа из четырех разрядов команды обозначается цифрой. Например, код команды 1010001111010000 запишется 0330.

КОп					АЧ							П			
13p	12p	11p	10p	9p	8p	7p	6p	5p	4p	3p	2p	1p	0p	15p	14p

Команды программы в документации записываются по специальной форме (рис. 127). В первой колонке указывается порядковый номер команды. Во второй колонке одной шестнадцатиричной цифрой записывается код операции (КОп). В третьей колонке двумя шестнадцатиричными цифрами указывается адресная часть команды. В четвертой колонке одной шестнадцатиричной цифрой указываются признаки. В пятой колонке расшифровывается значение признаков. В шестой колонке дается пояснение, т. е. указывается, что делается по данной команде. В седьмой колонке указывается номер провода, которым прошита в ПЗУ данная команда. Номер квадрата, где прошита данная программа, указывается на каждом бланке сверху.

[illegible]

Рис. 127. Форма бланка для записи команды

Числа в ЦВМ представляются в виде 16-разрядного двоичного кода (рис. 128). В числе четырнадцать разрядов мантиссы и два разряда знаковые ($3n_1 - 15p$, $3n_2 - 14p$). Числа

3H ₁	3H ₂	Мантисса														
15p	14p	13p	12p	11p	10p	9p	8p	7p	6p	5p	4p	3p	2p	1p	0p	

Общий принцип работы ЦВМ

Прямоугольные координаты цели ($x_{ц}, z_{ц}, y_{ц}, \dot{x}_{ц}, \dot{z}_{ц}, \dot{y}_{ц}$) поступают из кабины К-9 с частотой 0,2 гц и экстраполируются в ЦВМ до частоты 2 гц по формуле $x_{ц,э} = x_{ц_0} + \dot{x}_{ц}t$. Для решения данной задачи необходимо выполнить арифметические операции умножения и сложения. Так как ЦВМ-К одноадресная машина (в каждом цикле работы в команде указывается адрес только одного числа, участвующего в операции, другое же число хранится в АУ), то для решения этой задачи в ЦВМ необходимо выполнить следующие операции:

- 1-я — взять в МОЗУ число $\dot{x}_c$ и послать его в АУ;
- 2-я — взять в МОЗУ число t и умножить его в АУ на $\dot{x}_c$, результат оставить в АУ;
- 3-я — взять в МОЗУ x_{c_0} и сложить его с содержимым в АУ;
- 4-я — взять из АУ $x_{c, \varepsilon}$ и запомнить его в МОЗУ.

Для посылки числа в АУ, участвующего в умножении, используется команда ПА (посылка в регистр А) (рис. 129). Код операции этой команды равен 4, признак операции равен нулю. $x_{\text{ц}}$ хранится в МОЗУ по адресу 02 (рис. 130). Следова-

[illegible]

Рис. 130. Распределение ячек МОЗУ

тельно, первая команда программы (номер этой команды обозначим через K) будет иметь вид, показанный на рис. 131. Номер команды K -й. Код операции (КОп) — $\bar{4}$. Адресная часть (АЧ) — $0\bar{2}$. Признаки (П) = 0, так как признак операции (ПО) равен нулю (согласно системе команд), признак запоминания (ПЗ) тоже равен нулю (так как число посылается из МОЗУ), признак модификации (ПМ) равен нулю (так как в команде указывается точный адрес числа $\dot{x}_u$), признак памяти (ПП) равен нулю (так как число выбирается из МОЗУ, а не из ПЗУ). В графе «Пояснение» указано, что $\dot{x}_u$ пересылается в регистр А.

№ команды	КОп	АЧ	П	П				Пояснение	№ прохода
				ПП	ПМ	ПЗ	ПО		
K	$\bar{4}$	$0\bar{2}$	0	0	0	0	0	$\dot{x}_u \Rightarrow A$	
K+1	2	$0\bar{5}$	1	0	0	0	1	$t \times \dot{x}_u \Rightarrow H$	
K+2	$\bar{0}$	09	0	0	0	0	0	$H(t \dot{x}_u) + x_{u0} \Rightarrow H$	
K+3	2	$\bar{3}9$	2	0	0	1	0	$H(x_{u3} = x_{u0} + t \dot{x}_u) \Rightarrow \langle 3 \cdot 9 \rangle$	

Рис. 131. Примерный вид программы для решения задачи экстраполяции координаты x

Вторая команда программы $K+1$ — умножение ($\times$). КОп = 2, ПО = 1 (согласно системе команд), АЧ = $0\bar{5}$. Признаки П = 1, так как ПО = 1. По этой команде из ячейки $0\bar{5}$ МОЗУ выбирается число t и умножается в АУ на $\dot{x}_u$. Результат умножения $t \times \dot{x}_u$ остается в АУ.

Третья команда $K+2$ — сложение (+). КОп = $\bar{0}$, ПО = 0, АЧ = 09. Признаки П = 0. Из ячейки 09 МОЗУ выбирается число x_{u0} и суммируется в АУ с $t \times \dot{x}_u$. Результат операции $(x_{u0} + t \times \dot{x}_u)$ остается в АУ.

Четвертая команда $K+3$ — запоминание содержимого АУ в МОЗУ (ЗН). КОп = 2, ПО = 0, АЧ = $\bar{3}9$. Признаки П = 2, так как ПЗ = 1. По этой команде результат x_{u3} из АУ запоминается в ячейке $\bar{3}9$ МОЗУ.

Следовательно, чтобы решить данную задачу, машине необходимо выполнить программу, состоящую из четырех команд. Программа зашивается в ПЗУ. Запуск счета программы осуществляется специальными синхронизирующими импульсами НО-4 (начало обмена 4), поступающими в ЦВМ с частотой 10 гц.

Предположим, что данная задача находится в начале программы. С приходом синхронизирующего импульса НО-4 в

УВВ формируется непрограммированная команда, по которой в УУ в счетчик команд (СК) записывается число, на единицу меньше, чем номер первой команды, т. е. $K-1$. Счет программы начинается с того, что к содержимому счетчика команд в УУ прибавляется единица. Полученное число (K) в качестве адреса команды поступает в ПЗУ. Из ПЗУ выбирается первая команда программы, которая в виде 16-разрядного двоичного числа поступает в УУ. АЧ команды из УУ поступает в МОЗУ. Код операции и признаки остаются в УУ. По адресу команды из МОЗУ выбирается $\dot{x}_u$. По коду операции в УУ вырабатываются управляющие сигналы, по которым выбранное из МОЗУ $\dot{x}_u$ запоминается в АУ. После этого к содержимому счетчика команд УУ прибавляется еще единица. В ПЗУ поступает адрес команды $K+1$, по которому из ПЗУ выбирается вторая команда программы. Адресная часть команды поступает в МОЗУ, а код операции и признаки остаются в УУ. Снова в УУ вырабатываются управляющие сигналы, по которым из МОЗУ выбранное число t умножается в АУ на $\dot{x}_u$. В следующем цикле в ПЗУ поступает адрес команды $K+2$. Из ПЗУ выбирается третья команда программы, по которой из МОЗУ выбирается x_{u0} и складывается в АУ с $t \times \dot{x}_u$. По адресу команды $K+3$ из ПЗУ выбирается четвертая команда, по которой содержимое АУ запоминается в ячейке $\bar{3}9$ МОЗУ.

На этом решение данной задачи заканчивается. Путем прибавления единицы к содержимому счетчика команд последовательно выбираются очередные команды и решаются последующие задачи. После выполнения всех команд программы с приходом следующего синхронизирующего импульса НО-4 цикл решения задач повторяется. После решения соответствующих задач результаты записываются в определенные ячейки МОЗУ. Выдача этих результатов осуществляется по сигналам запроса, которые поступают на УВВ.

В процессе счета программы из УУ в АКУ выдаются сигналы «Верно». При отсутствии этих сигналов АКУ выдает команду «ЦВМ неисправна».

7. ПОСТОЯННОЕ ЗАПОМИНАЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО

Назначение и состав

Постоянное запоминающее устройство предназначено для хранения программ, констант и табличных функций, необходимых для решения математических задач.

Упрощенная функциональная схема ПЗУ приведена на рис. 132.

ПЗУ состоит из следующих основных элементов:

— числового куба;

- регистра адреса ПЗУ;
- дешифраторов адреса;
- разрядных усилителей (усилителей воспроизведения);
- регистра ПЗУ.

Числовой куб предназначен для хранения предварительно записанных команд и констант, представляющих 16-разрядные двоичные числа. Он состоит из восьми узлов ПЗУ-512. Каждый узел хранит 512 чисел. Общая емкость числового куба — 4096 чисел.

Узел ПЗУ-512 состоит из числовой матрицы (ЧМ) и координатной матрицы (КМ).

ЧМ служит для хранения информации и представляет собой сетку из 128 диодно-трансформаторных ячеек, расположенных в 8 рядов по 16 ячеек в каждом. Ячейка состоит из диода и импульсного трансформатора. Трансформаторы выполнены на сердечниках чашечного типа и объединены в обоймы. В обойме восемь трансформаторов. Вид обоймы показан на рис. 133. В узле ПЗУ-512 16 обойм, расположенных в 4 ряда по 4 обоймы в ряду. Расположение обойм показано на рис. 134.

Запись информации в ЧМ осуществляется путем прошивки запоминающих трансформаторов проводами возбуждения. Если содержимое разряда записываемого числа равно единице, то провод делает один виток вокруг сердечника. Если содержимое разряда равно нулю, то провод обходит сердечник с другой стороны и витка не делает (рис. 135). Каждый прошивочный провод последовательно обходит все 16 ячеек каждого ряда ЧМ, записывая 8 16-разрядных чисел. В узле ПЗУ-512 64 прошивочных провода, которые записывают $8 \times 64 = 512$ чисел. Каждая ячейка обеспечивает хранение одного разряда 64 чисел.

КМ представляет собой сетку, состоящую из 64 диодно-трансформаторных ячеек совпадения, расположенных в 8 рядов по 8 ячеек в каждом. Со вторичной обмоткой трансформатора каждой ячейки связан один прошивочный провод.

Регистр адреса ПЗУ (РАП) предназначен для приема из УУ последовательного кода адреса, преобразования его в параллельный код и управления дешифраторами. РАП состоит из двух частей: РАП-1 и РАП-2. В РАП-2 принимается номер квадрата, в РАП-1 — адрес ячейки внутри квадрата.

Дешифраторы адреса служат для выбора команды (числа) из числового куба по адресу, поступающему из РАП.

Дешифраторы состоят из дешифратора платы (ДП), дешифратора группы 64 чисел (ДГр64), дешифратора группы 8 чисел (ДГр8) и дешифратора числа (ДЧ).

ДП служит для выбора одного узла из 8 узлов ПЗУ-512. ДГр64 выбирает группу из 64 чисел в выбранном узле ПЗУ-512. ДГр8 осуществляет выбор 8 чисел из выбранной

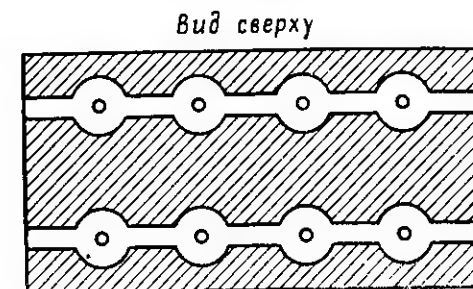
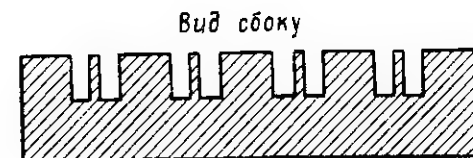


Рис. 133. Вид обоймы ПЗУ

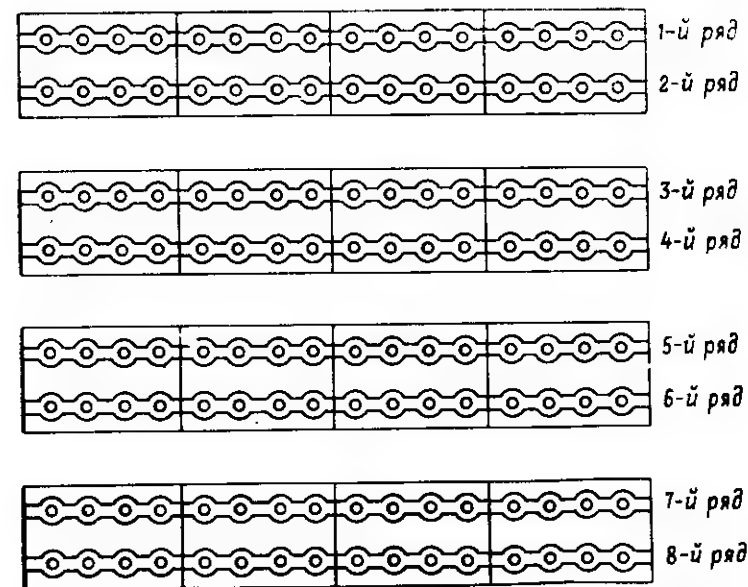


Рис. 134. Расположение обойм в числовой матрице узла ПЗУ-512

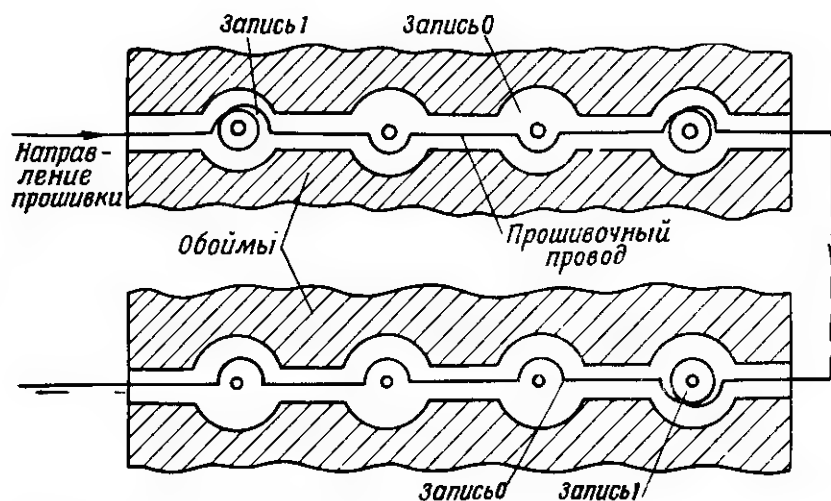


Рис. 135. Запись информации прошивочным проводом в числовой матрице ПЗУ

группы 64 чисел. ДЧ служит для выбора одного числа из выбранной группы 8 чисел.

Разрядные усилители (УВ) предназначены для усиления сигналов «1», поступающих из числового куба, отделения полезного сигнала от помехи и формирования импульсов, нормированных по амплитуде и длительности, чтобы обеспечить работу выходного регистра ПЗУ.

Регистр ПЗУ (РП) предназначен для преобразования параллельного кода выбранной команды (числа) в последовательный код, который поступает младшим разрядом вперед в АУ и УУ.

Принцип работы

Для выборки команды или числа из ПЗУ на РАП из УУ последовательным кодом младшим разрядом вперед поступает 12-разрядный адрес, по которому в числовом кубе хранится выбираемая команда или число. В РАП-2 принимается номер квадрата (10—13-й разряд адреса), а в РАП-1 — номер ячейки внутри квадрата (2—9-й разряд адреса). В момент времени, когда адрес полностью находится в РАП, происходит его дешифрация.

ДП имеет три входа, на которые поступает содержимое 13, 12 и 11-го разрядов адреса, и восемь выходов. В зависимости от комбинации входных сигналов ДП на одном из восьми выходов формируется сигнал, который разрешает выборку информации из соответствующего узла ПЗУ-512.

На ДГр64 заводятся 10, 9 и 8-й разряды адреса. При дешифрации появится сигнал на одном из восьми выходов, который возбудит соответствующую вертикальную шину КМ. С этой шиной через вторичные обмотки трансформаторов связаны восемь прошивочных проводов, которые идут в ЧМ и набирают каждый по восемь чисел. Следовательно, ДГр64 выбирает 64 числа в выбранном узле ПЗУ-512.

Каждый узел ПЗУ-512 условно делится на два квадрата. Номер квадрата определяется состоянием 10-го разряда адреса, т. е. состоянием старшего разряда ДГр64.

Если содержимое 10-го разряда равно нулю, то сигнал появится на одном из следующих выходов ДГр64: 000, 001, 010 или 011. С этими выходами связаны 1—32-й прошивочные провода. Это определяет четный квадрат.

Если содержимое 10-го разряда равно единице, то сигнал будет на одном из следующих выходов ДГр64: 100, 101, 110 или 111. С этими выходами связаны 33—64-й прошивочные провода. Это определяет нечетный квадрат.

Номера квадратов распределяются следующим образом:

- 1-й ПЗУ-512 — квадраты 0 и 1;
- 2-й ПЗУ-512 — квадраты 2 и 3;
- 3-й ПЗУ-512 — квадраты 4 и 5;
- 4-й ПЗУ-512 — квадраты 6 и 7;
- 5-й ПЗУ-512 — квадраты 8 и 9;
- 6-й ПЗУ-512 — квадраты 10 и 11;
- 7-й ПЗУ-512 — квадраты 12 и 13;
- 8-й ПЗУ-512 — квадраты 14 и 15.

В ДГр8 расшифровываются 5, 6 и 7-й разряды адреса. При дешифрации появится сигнал на одном из восьми выходов.

Структура сигналов, снимаемых с возбужденных выходов ДГр64 и ДГр8, показана на диаграмме (рис. 136) (эпюры 1 и 2).

В исходном состоянии диоды ячеек закрыты напряжением —24 в, подаваемым на аноды диодов с выхода ДГр8. При дешифрации с ДГр64 на вертикальный ряд КМ поступает импульс отрицательной полярности амплитудой около 24 в, а с ДГр8 на горизонтальный ряд подается напряжение, равное примерно нулю. Следовательно, откроется диод той ячейки, которая лежит на пересечении вертикального и горизонтального возбужденных рядов. В первичной обмотке трансформатора пройдет импульс тока, который во вторичной обмотке наведет ЭДС взаимной индукции. С этой обмоткой связан один прошивочный провод. По нему пройдет в ЧМ импульс тока (эпюра 3).

Таким образом, из прошивочных проводов, выбранных ДГр64, ДГр8 выбрал только один провод и записанные им восемь чисел в ЧМ.

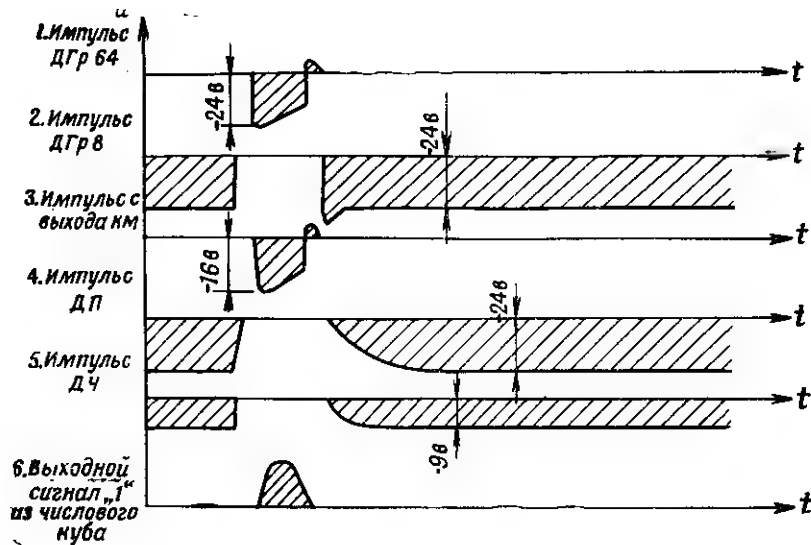


Рис. 136. Диаграмма напряжений ПЗУ

В ДЧ расшифровываются 2, 3 и 4-й разряды адреса. Сигнал будет на одном из выходов ДЧ в зависимости от состояния разрядов.

В узле ПЗУ-512 все 64 прошивочных провода после прохождения ЧМ запараллелены и подсоединены к соответствующему выходу ДП. Импульс тока из КМ пройдет по прошивочному проводу только в том узле ПЗУ-512, на который подается сигнал с ДП, хотя возбуждаются аналогичные провода во всех восьми узлах.

Импульс тока, прошедший по выбранному прошивочному проводу, наводит ЭДС взаимной индукции во вторичной обмотке ячейки ЧМ. Если провод делает виток вокруг сердечника, т. е. записана единица, то наводимая ЭДС имеет достаточно большую величину и плюсом прикладывается к аноду диода. Если провод не делает витка, т. е. записан ноль, то наводимая ЭДС имеет малую величину и к аноду диода прикладывается минусом.

Вторичные обмотки трансформаторов ЧМ одними концами запараллелены в горизонтальный ряд и подсоединены к соответствующему выходу ДЧ, а другими концами — в вертикальный ряд и подсоединены к соответствующему разрядному усилителю.

Структура сигнала ДЧ показана на эюре 5.

В исходном состоянии с ДЧ снимается отрицательное напряжение около 9 в и диоды закрыты. При дешифрации адреса с выхода ДЧ снимается потенциал, равный примерно

нулю. ЭДС взаимной индукции, наведенная во вторичной обмотке, где записана единица, откроет диод, и через вторичную обмотку пройдет импульс тока, который в разрядном усилителе сформируется по амплитуде и длительности, отсекутся от помех и как полезный сигнал «1» поступит на соответствующий разряд РП. В ячейке, где записан ноль, диод не откроется и, импульса тока не будет.

В остальных семи горизонтальных рядах ЧМ диоды ячеек закрыты напряжением —9 в, поступающим с ДЧ. ЭДС, наведенная во вторичных обмотках этих ячеек импульсом тока, поступающим с КМ, никакого воздействия не оказывает, и съема информации не происходит.

Выбранная команда (число) поступает в РП, откуда выталкивается последовательным кодом младшим разрядом вперед в АУ — УУ.

8. МАГНИТНОЕ ОПЕРАТИВНОЕ ЗАПОМИНАЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО

Назначение и состав

Магнитное оперативное запоминающее устройство предназначено для хранения исходных величин, а также промежуточных и окончательных результатов вычислений.

Упрощенная функциональная схема МОЗУ показана на рис. 137.

МОЗУ состоит из следующих основных элементов:

- числового куба;
- регистра адреса МОЗУ;
- дешифраторов адреса;
- разрядных усилителей;
- регистра МОЗУ;
- разрядных формирователей.

Числовой куб предназначен для приема, хранения и выдачи кодов чисел при воздействии управляющих токов, проходящих через куб по соответствующим цепям.

Числовой куб состоит из двух полукубов. Каждый полукуб может хранить по 128 16-разрядных чисел и включает 20 ферритовых плат (16 рабочих и 4 запасных). Плата имеет 272 отверстия, из них 256 рабочих. Для хранения одного разряда числа отводится два отверстия. Каждая плата хранит один разряд 128 чисел.

Принцип распределения разрядов числа, хранимого в числовом кубе, показан на рис. 138.

Плата разделена на две половины. Половина платы имеет 128 рабочих отверстий, которые расположены в 8 рядов по 17 отверстий в каждом. Отверстия соединены между собой разрядным проводом, нанесенным путем штамповки металли-

зированной фольгой. Разрядный провод последовательно обходит все отверстия.

Схема нанесения разрядного провода показана на рис. 139.

Каждая плата имеет два разрядных провода.

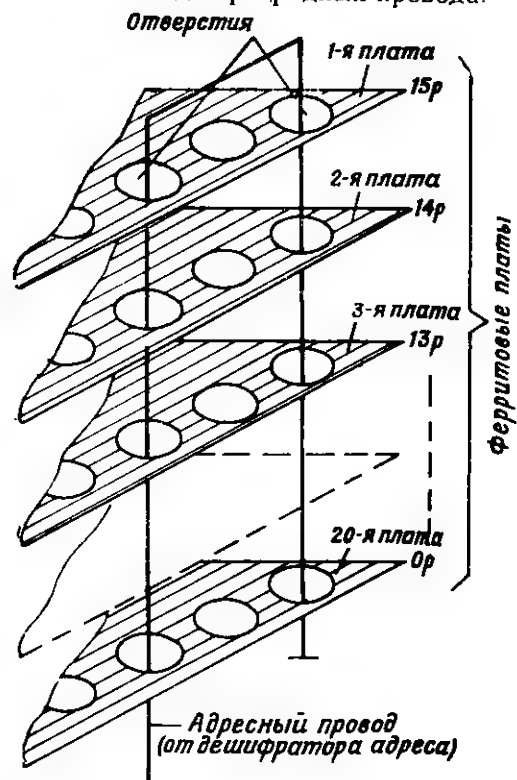


Рис. 138. Принцип прошивки ферритовых плат адресным проводом

Элементом памяти в плате является прилегающая к отверстию область феррита, которая характеризуется остаточной намагниченностью ($+Br$) или ($-Br$). Форма петли гистерезиса близка к прямоугольной (рис. 140). Состояние ($+Br$) условно принято за единицу, состояние ($-Br$) — за нуль.

Две платы, хранящие один разряд 256 чисел, имеют четыре разрядных провода, которые соединены между собой по специальной схеме для компенсации помех, возникающих при перемагничивании ячеек (схема соединения разрядных проводов показана на упрощенной функциональной схеме МОЗУ).

Регистр адреса МОЗУ (РАМ) предназначен для приема последовательного кода адреса из УУ, преобразования его в параллельный код и управления дешифраторами.

Дешифраторы адреса служат для дешифрации адреса и

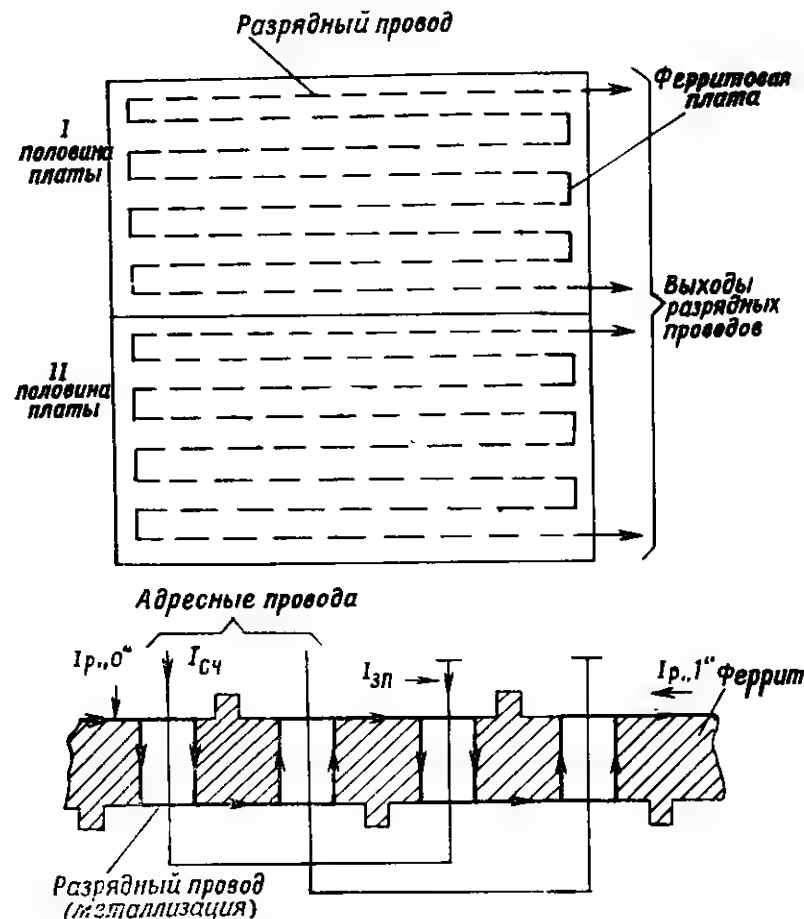


Рис. 139. Прохождение разрядного провода по отверстиям ферритовой платы

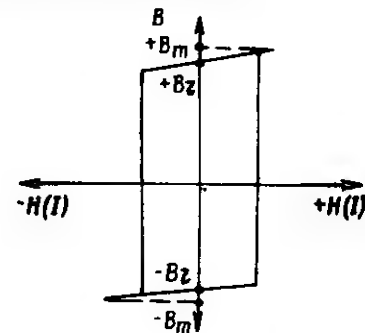


Рис. 140. Форма петли гистерезиса области феррита вокруг отверстия платы

выработки специальных сигналов при считывании числа из куба и записи его в куб по адресу, поступающему из РАМ. Дешифраторы состоят из трех ступеней дешифрации.

Первая ступень дешифрации служит для первичной дешифрации адреса и состоит из четырех дешифраторов, каждый из которых имеет по два входа и четыре выхода. В зависимости от комбинации разрядов адреса сигнал будет на одном из выходов.

Вторая ступень дешифрации предназначена для последующей дешифрации адреса и состоит из трех матриц: общей матрицы, матрицы считывания и матрицы записи. Каждая матрица состоит из 16 формирователей и имеет 8 входов и 16 выходов. На общую матрицу заведены 8 выходов первой ступени дешифрации (2—5-й разряды адреса). Следующие 4 выхода первой ступени (5—6-й разряды адреса) заведены на матрицы считывания и записи по вертикали. Последние 4 выхода первой ступени заведены на матрицы считывания и записи по горизонтали через схемы совпадения, на вторые входы которых поступают сигналы с формирователей считывания и записи. При считывании числа из МОЗУ работает формирователь считывания. Поэтому сигналы с первой ступени дешифрации поступают на матрицу считывания. При записи числа в МОЗУ работает формирователь записи, и сигналы с первой ступени дешифрации поступают на матрицу записи.

Третья ступень дешифрации предназначена для окончательной дешифрации адреса и состоит из двух узлов. Каждый узел состоит из 128 диодно-трансформаторных ячеек. Одни концы первичных обмоток трансформаторов запараллелены и соединены с соответствующим выходом матрицы считывания, вторые концы — с соответствующим выходом матрицы записи. Вторичные обмотки соединены с адресными проводами, которые поступают в числовой куб и проходят через одинаковые отверстия всех плат. Всего в куб поступают 256 таких проводов.

Разрядные усилители предназначены для усиления сигналов, считываемых из числового куба, формирования их по амплитуде и длительности для обеспечения нормальной работы регистра МОЗУ.

Регистр МОЗУ (РМ) предназначен для преобразования параллельного кода в последовательный код при считывании числа из МОЗУ и последовательного кода в параллельный код при записи числа в МОЗУ. РМ имеет 20 разрядов (16 основных и 4 дополнительных). Дополнительные разряды служат для задержки числа на 4 мксек при записи его в числовой куб.

Разрядные формирователи предназначены для формирования импульсов разрядного тока «1» и «0» при записи числа в числовой куб по адресу, поступающему из РАМ.

Принцип работы

Для считывания числа из МОЗУ в РАМ последовательным кодом младшим разрядом вперед поступает 8-разрядный адрес, по которому в числовом кубе хранится выбираемое число. В момент времени, когда адрес полностью находится в РАМ, происходит дешифрация.

При считывании информации работает матрица считывания. После дешифрации возбуждается выбранный адресный провод, по которому протекает импульс тока считывания ($I_{сч}$).

Диаграмма работы, характеризующая процесс считывания и записи, показана на рис. 141.

Величина $I_{сч}$ достаточна для перемагничивания отверстия из одного состояния в другое. Если отверстие в плате хранит единицу, то $I_{сч}$ перемагничивает отверстие из состояния $(+Br)$ в состояние $(-Br)$, и в разрядном проводе данной платы наводится ЭДС взаимной индукции. Если отверстие хранит нуль, то с приходом $I_{сч}$ состояние отверстия $(-Br)$ не меняется. Аналогичное воздействие оказывает $I_{сч}$ на отверстия, находящиеся в других платах. Под воздействием ЭДС взаимной индукции, наведенной током считывания, в разрядном проводе формируется сигнал, который поступает на разрядный усилитель, а с него — в соответствующий разряд РМ, устанавливая его в состояние «1». Съем числа из куба осуществляется в параллельном коде. От момента формирования $I_{сч}$ до записи числа в РМ затрачивается 4 мксек.

После записи в РМ число с выхода нулевого разряда последовательным кодом младшим разрядом вперед поступает в АУ и УУ. Это же число, но задержанное в дополнительных разрядах РМ на 4 мксек, подается на разрядные формирователи. К моменту поступления числа на формирователи адрес, кольцующийся в РАМ в течение 8 мксек, снова займет исходное положение. Но при повторной дешифрации адреса работает матрица записи. В том же адресном проводе, который был выбран при считывании, протекает импульс тока записи $I_{зп}$. Направление этого тока противоположно направлению $I_{сч}$, а величина равна $\frac{2}{3}I_{сч}$. Выходы формирователей подсоединены к разрядным проводам соответствующих плат числового куба. Формирователи вырабатывают импульсы разрядного тока I_p , совпадающие по времени с $I_{зп}$ и равные по величине $\frac{1}{3}I_{сч}$. Если в разряде числа единица, то направление I_p в рабочем отверстии платы совпадает с направлением $I_{зп}$. Суммарный магнитный поток достаточен для перемагничивания отверстия из состояния «0» $(-Br)$ в состояние «1» $(+Br)$. Если в разряде числа нуль, то направление I_p противоположно направлению $I_{зп}$ и состояние отверстия $(-Br)$ не меняется. Таким

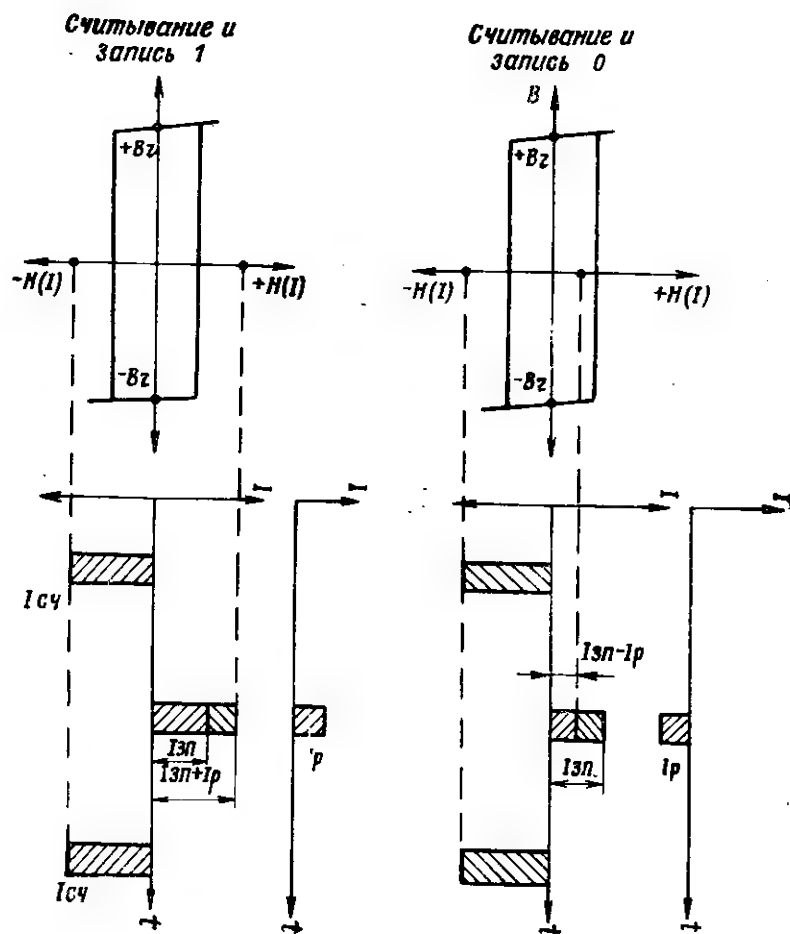


Рис. 141. Диаграмма работы, характеризующая процесс считывания и записи информации.

образом, число, выбранное из куба по адресу, поступающему из РАМ, вновь записалось в куб по тому же адресу.

При записи нового числа в куб по адресу, поступающему из РАМ, аналогично выше сказанному, происходит считывание и стирание старого числа, хранящегося в элементах памяти по данному адресу, так как прием этого числа в РМ блокируется специальным сигналом, который вырабатывается при ПЗ-1. Новое число поступает младшим разрядом вперед на вход РМ. К моменту времени, когда это число полностью будет в РМ и займет исходное положение для снятия на разрядные формирователи, адрес в РАМ вторично займет исход-

ное положение для дешифрации, но при этом работает матрица записи. Процесс записи нового числа аналогичен переписи старого числа после его считывания из куба МОЗУ.

9. АРИФМЕТИЧЕСКОЕ УСТРОЙСТВО И УСТРОЙСТВО УПРАВЛЕНИЯ

Назначение и состав

Устройство управления (УУ) и арифметическое устройство (АУ) входят в состав ЦВУ. Они управляют выбором команд, поступающих из ПЗУ, и обеспечивают их исполнение.

Рассмотрим состав и принцип работы этих устройств по скелетной схеме ЦВМ-К (рис. 142).

В состав УУ входят следующие узлы:

- СК — счетчик команд; включает регистр переключения квадратов (РПК) и счетчик команд (СК), предназначен для формирования и хранения адреса команды;

- РПЧ — регистр переключения чисел; предназначен для хранения адреса квадрата ПЗУ, откуда выбираются числа (константы) для команд с ПП = 1;

- ПРК — предварительный регистр команд; предназначен для разделения поступающего на него кода команды на признаки, код операции и адресную часть;

- ИРК — исполнительный регистр команд; состоит из трех закольцованных триггеров и служит для приема и хранения на время исполнительной стадии команды кода операции (ПО и КОп) и признаков (ПМ, ПП и ПЗ);

- ДКОп — дешифратор кода операции; формирует сигналы, управляющие работой узлов арифметического устройства и устройства управления во время выполнения операции;

- СММ и РМК — сумматор-модификатор и регистр-модификатор команд; предназначены для изменения адресной части команд, у которых ПМ = 1, путем сложения ее с содержимым РМК.

В состав арифметического устройства входят следующие узлы:

- СБЗУ — сборка запоминающих устройств; управляет прохождением чисел из запоминающих устройств на сборку первого числа (СБЧ1);

- СБЧ1 — сборка первого числа; управляет прохождением числа, выбранного из запоминающего устройства, на сумматор арифметического устройства (СМАУ);

- РН, РА — регистры арифметического устройства; РН — регистр-накопитель, хранит результат предыдущей операции, т. е. второе число для операции; РА — дополнительный регистр; после выполнения операции в него переписывается старое содержимое РН;

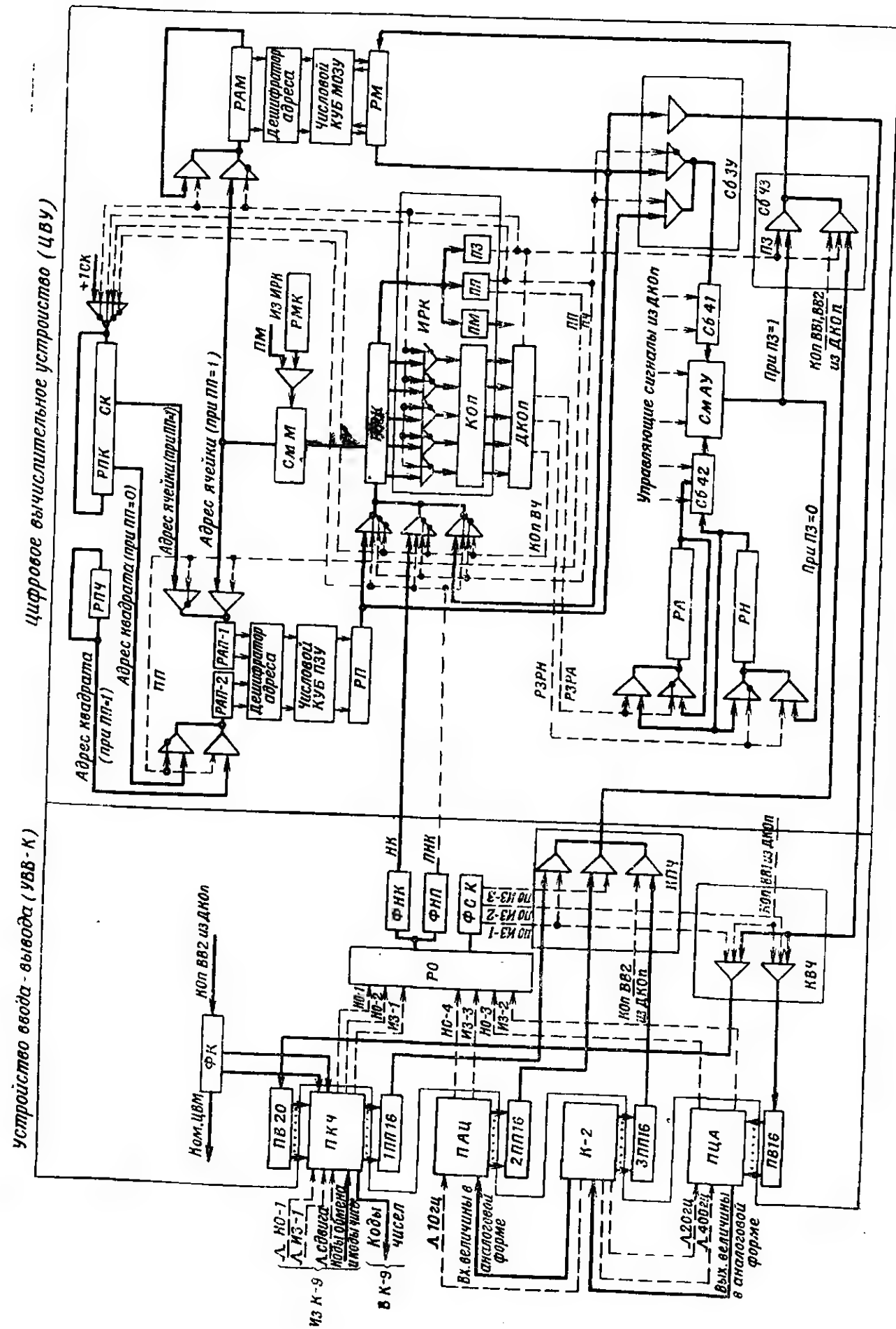


Рис. 142. Скелетная схема ЦВМ-К

- СБЧ2 — сборка второго числа; управляет прохождением содержимого РН на сумматор АУ;
- СМАУ — сумматор арифметического устройства; предназначен для выполнения арифметических и логических операций с числами, поступающими со сборок СБЧ1 и СБЧ2;
- СБЧ3 — сборка третьего числа; управляет записью результата операции в МОЗУ.

Порядок выполнения команд в ЦВМ-К

Порядок выполнения команд определяется значением кода операции в команде и основных признаков: ПП и ПЗ. Наиболее общим является случай выполнения операции (команды), в которой участвуют два числа (например, сложение), а признаки ПП и ПЗ равны нулю.

Процесс выполнения любой команды в ЦВМ-К характеризуется тремя основными стадиями:

- выборкой команды;
- выборкой числа из запоминающего устройства;
- исполнением команды.

Первые две стадии называются подготовительными. Каждая из них по времени занимает один цикл работы машины или 16 мксек. Третья стадия — исполнительная. Для одноцикловых операций она занимает один цикл, для многоцикловых — два цикла и более.

Первая подготовительная стадия начинается формированием адреса команды счетчиком команд. Адрес или номер команды — это адрес ячейки ПЗУ, где данная команда записана. Он состоит из номера квадрата ПЗУ и номера ячейки в квадрате. Номер квадрата определяется содержимым РПК, а номер ячейки — содержимым СК. Обычно команды, реализующие решение какой-либо задачи, записываются в последовательных ячейках куба ПЗУ, поэтому адрес очередной команды больше адреса предыдущей команды на единицу и формируется путем прибавления единицы к содержимому счетчика команд, т. е. к адресу предыдущей команды.

Полный адрес команды из регистров РПК и СК переписывается в регистры адреса ПЗУ РАП-2 и РАП-1 соответственно через открытые верхние входные вентили регистров (см. рис. 142). Так как рассматривается выполнение команд только с ПП = ПЗ = 0, то триггеры ПП и ПЗ постоянно находятся в состоянии нуля и не запрещают эти вентили.

Далее происходит дешифрация адреса и выборка команды из числового куба ПЗУ на РП. На этом первая стадия выполнения команды заканчивается.

С началом второй стадии (второго цикла работы машины) команда последовательным кодом начиная с нулевого разряда поступает на предварительный регистр команд (ПРК), где

происходит разделение ее на признаки (ПМ, ПП, ПЗ), адресную часть (АЧ) и код операции (КОп и ПО).

Последовательность, в которой разряды кода команды поступают на ПРК, показана на рис. 125.

Код операции и признаки последовательно-параллельным кодом поступают на триггеры исполнительного регистра команд (ИРК). Адресная часть команды последовательным кодом с выхода ПРК через сумматор-модификатор записывается в РАМ (прием ее в РАП-1 не разрешается сигналом $ПП = 0$, поступающим с триггера ПП). Адресная часть команды дешифрируется, и из соответствующей ячейки числового куба МОЗУ выбирается число, которое параллельным кодом принимается в РМ. Прием кода операции и признаков в ИРК и числа из куба МОЗУ в РМ заканчивается второй подготовительной стадией выполнения команды.

В течение третьей (исполнительной) стадии значение кода операции хранится в исполнительном регистре команд и непрерывно выдается на дешифратор кода операции. ДКОп вырабатывает управляющие сигналы, которые поступают в АУ на СбЧ1, СбЧ2 и СМАУ, где разрешают прохождение чисел из МОЗУ и РН на сумматор арифметического устройства и управляют работой самого сумматора.

Первое число (выбранное из МОЗУ) из РМ последовательным кодом поступает через второй вентиль СбЗУ ($ПП = 0$) на СбЧ1. Второе число (результат предыдущей операции) из РН последовательным кодом поступает на СбЧ2. СМАУ выполняет операцию над числами, поступающими со сборок СбЧ1 и СбЧ2, в соответствии с кодом операции. Если в ИРК хранится код операции сложения (+), то управляющие сигналы ДКОп коммутируют вентили СМАУ так, что последний представляет собой схему полного одноразрядного сумматора последовательного действия. При операции вычитания (—) СМАУ работает так же, как и при операции сложения, но управляющие сигналы из ДКОп преобразуют прямой код числа, поступающего из РН, в дополнительный код, т. е. вычитание чисел заменяется сложением первого числа с дополнительным кодом второго числа.

При коде операции неравнозначности (∞) схема сумматора представляет обычный узел неравнозначности. При операции логического умножения ($\wedge$) управляющие сигналы ДКОп преобразуют СМАУ в схему И, а при операции логического сложения ($\vee$) — в схему ИЛИ.

Результат операции с выхода СМАУ поступает одновременно на первый вентиль сборки третьего числа (СбЧ3) и на вход регистра РН. Так как триггер ПЗ в нуле, то запись результата происходит только в РН через второй вентиль, раз-

решенный сигналом разрешения записи в РН (РЗРН), поступающим из ДКОп (сигнал РЗРН = 1 при ПЗ = 0).

По мере записи результата последовательным кодом в РН прежнее содержимое РН (также последовательным кодом) переписывается в РА через первый вентиль, разрешенный сигналом разрешения записи в РА (РЗРА) (РЗРА = 1 по той же причине, что и РЗРН). Сигнал РЗРА разрывает закольцовку РА, поэтому прежнее содержимое регистра теряется.

Весь процесс выполнения команды при коде операции сложения можно представить в таком виде:

$$M + N \Longrightarrow N_A.$$

Схема записи читается так: число из МОЗУ сложить с содержимым РН, а результат записать в РН; старое содержимое РН запомнить в РА.

Работу узлов и устройств ЦВМ-К при выполнении команд с $ПП = ПЗ = 0$ можно характеризовать временной диаграммой, показанной на рис. 143.

Наименование устройств	Циклы		
	1-й	2-й	3-й
СК	Формирование адреса K -й команды		
ПЗУ	Выбор K -й команды		
МОЗУ		Выбор числа для K -й команды	
АУ—УУ			Исполнение K -й команды

Рис. 143. Временная диаграмма выполнения команд с $ПП = ПЗ = 0$

Как видно из диаграммы, суммарное время выполнения одной команды с $ПП = ПЗ = 0$ равно трем циклам. Однако устройства ЦВМ-К, участвующие в определенных стадиях выполнения команды, работают в различных циклах. Поэтому можно применить совместную работу устройств для подготовительных стадий следующих команд. Так, при выборе числа

из МОЗУ для K -й команды СК и ПЗУ не используются, поэтому можно формировать адрес очередной команды $K + 1$ и выбирать ее из ПЗУ. Аналогично во время исполнительской стадии K -й команды (третий цикл) можно выбирать из МОЗУ число для команды $K + 1$ и выбирать из ПЗУ команду $K + 2$ и т. д.

При выполнении принципа совмещенности среднее время исполнения команд с $ПП = ПЗ = 0$ равно одному циклу работы машины, поэтому такие команды получили название одноцикловых. Однако в программе работы машины довольно часто используются команды, для которых числа выбираются не из МОЗУ, а из ПЗУ (команды с $ПП = 1$), или результат операции запоминается не в РН, а в МОЗУ (команды с $ПЗ = 1$).

Рассмотрим особенности выполнения этих команд (см. временные диаграммы, показанные на рис. 144 и 145).

Допустим, что в команде, выбранной в первом цикле, значение признака $ПП$ оказывается равным единице, т. е. число для этой команды должно выбираться из ПЗУ. Согласно структуре команды (см. рис. 125) $ПП$ в ИРК будет принят вторым, поэтому в начале второго цикла триггер $ПП$ устанавливается в состояние «1». Схема триггера $ПП$ выдает два управляющих сигнала, один из которых ($ПП$) действует во втором цикле, другой ($ПЧ$) вырабатывается в третьем цикле.

Таким образом, в начале второго цикла сигнал триггера $ПП = 1$ поступит на входные вентили регистров РАП-1 и РАП-2 и запретит прием адреса очередной команды $K + 1$ в регистры через первые вентили (см. рис. 142). Одновременно разрешаются вторые (нижние) вентили, поэтому в РАП-1 будет записываться адресная часть команды, поступающая с выхода ПРК и указывающая номер ячейки. Номер квадрата в РАП-2 перепишется из РПЧ, куда он предварительно засылается специальной командой ППЧ (посылка в регистр переключения чисел) (см. систему команд).

Согласно полному адресу в конце второго цикла число будет выбрано из куба ПЗУ и принято в РП.

В начале третьего цикла схема триггера $ПП$ выработает сигнал $ПЧ = 1$, который запрещает прохождение числа на ПРК (все входные вентили ПРК будут закрыты) и разрешает второй вентиль СБЗУ, через который число поступает на СБЧ1 и далее на СМАУ.

Сигнал $ПП$ не запрещает прием адресной части команды в РАМ, поэтому при $ПП = 1$ происходит также выборка числа из МОЗУ. Для того чтобы это число не прошло на СМАУ второй вентиль СБЗУ запрещается в третьем цикле сигналом $ПЧ = 1$.

Как видно из временной диаграммы (см. рис. 144), выбор команды $K + 1$ из ПЗУ возможен только в третьем цикле. По-

Наименование устройства	Ц и к л ы			
	1-й	2-й	3-й	4-й
СК	Формирование адреса K -й команды	Формирование адреса $(K+1)$ -й команды	Хранение адреса $(K+1)$ -й команды	
ПЗУ	Выбор K -й команды	Выбор числа для K -й команды	Выбор $(K+1)$ -й команды	
МОЗУ				Выбор числа $(K+1)$ -й команды
АУ-УУ			Исполнение K -й команды	XX

Рис. 144. Временная диаграмма выполнения команд с $ПП = 1$, $ПЗ = 0$

Наименование устройства	Ц и к л ы			
	1-й	2-й	3-й	4-й
СК	Формирование адреса K -й команды	Формирование адреса $(K+1)$ -й команды	Хранение адреса $(K+1)$ -й команды	
ПЗУ	Выбор K -й команды	Выбор $(K+1)$ -й команды	Выбор $(K+1)$ -й команды	
МОЗУ		Выбор числа для K -й команды	Запись результата	Выбор числа для $(K+1)$ -й команды
АУ-УУ			Исполнение K -й команды	XX

Рис. 145. Временная диаграмма выполнения команд с $ПП = 0$, $ПЗ = 1$

этому в третьем цикле в СК еще храниться адрес этой команды. Адрес команды $K + 2$ не формируется. Это достигается путем запрета прибавления единицы к содержимому СК сигналом $ПЧ = 1$.

Таким образом, если в команде $ПП = 1$, то прием на исполнение очередной команды задерживается на один цикл. Так как в третьем цикле на вход ИРК ничего не поступает (т. е. поступают нули), то в конце цикла (после выполнения операции) триггеры ИРК установятся в состояние «0», что согласно системе команд (рис. 129) равносильно приему на исполнение команды с кодом операции «00» — «Ничего не делать». По этой команде ДКОп никаких управляющих сигналов не вырабатывает, поэтому в четвертом цикле АУ работает в режиме холостого хода, т. е. никаких операций не выполняет, и информация в РН и РА не изменяется. Это приводит как бы к увеличению времени исполнения команды на один цикл. Поэтому команды с $ПП = 1$ называются многоцикловыми.

Схема выполнения команды сложения с $ПП = 1$ в отличие от команды с $ПП = 0$ записывается так:

$$(П) + Н \Longrightarrow Н_A.$$

Если в команде $ПЗ = 1$, то результат выполнения операции запоминается не в РН, как при $ПЗ = 0$, а в ячейке МОЗУ, адрес которой указывается в адресной части команды. Результат операции на выходе СМАУ появляется в начале исполнительской стадии команды. В это время сигналом $ПЗ = 1$ запрещается формирование сигналов РЗРН и РЗРА в ДКОп, т. е. они будут равны нулю. Одновременно разрешается первый вентиль СбЧЗ; результат операции последовательным кодом поступает в РМ и записывается в куб МОЗУ.

Процесс выполнения команды можно проследить по временной диаграмме, показанной на рис. 145. Как видно из диаграммы, команда с $ПЗ = 1$ исполняется за три цикла (как и с $ПЗ = 0$). Однако прием на исполнение следующей команды ($K + 1$) задерживается на один цикл, так как во время исполнительской стадии K -й команды (третий цикл) сигналом $ПЗ = 1$ запрещается прием адресной части команды ($K + 1$) в РАМ и выборка числа для команды ($K + 1$). Поэтому машина должна повторить выборку команды ($K + 1$) из ПЗУ. С этой целью сигнал $ПЗ = 1$ запрещает формирование адреса команды ($K + 2$). Для того чтобы КОп команды ($K + 1$) не был принят на исполнение в третьем цикле, этим же сигналом запрещаются входные вентили триггеров ИРК. Поэтому в конце третьего цикла на триггеры ИРК будет принят сигнал «0», т. е. КОп «00» — «Ничего не делать», и четвертый цикл для АУ, так же как и при выполнении команд с $ПП = 1$, будет холостым.

Таким образом, команды с $ПЗ = 1$ также являются многоцикловыми.

Схема выполнения команды сложения с $ПП = 0$ и $ПЗ = 1$ может быть записана в таком виде:

$$М + Н \Longrightarrow М.$$

Обобщенная схема исполнения этой команды для любых значений $ПП$ и $ПЗ$ записывается следующим образом:

$$М(П) + Н \Longrightarrow Н_A(М).$$

Эта схема читается так: число из МОЗУ (при $ПП = 0$) или ПЗУ (при $ПП = 1$) сложить с содержимым РН. Результат операции записать в РН при $ПЗ = 0$ (при этом старое содержимое РН переписать в РА) или в МОЗУ при $ПЗ = 1$.

Пользуясь общим принципом выполнения команд в ЦВУ, можно проследить работу АУ и УУ (и ЦВУ в целом) при выполнении любой команды из системы команд. Однако для этого необходимо более детальное знакомство с системой команд ЦВМ-К, основами программирования и функциональными схемами машины.

10. УСТРОЙСТВО ВВОДА-ВЫВОДА

В процессе выполнения боевой программы ЦВМ-К решает задачи, для которых требуется большое количество внешней исходной информации, определяющей положение следящих систем РПЦ, положение цели, режимы работы ЦВМ-К и РПЦ. Еще больший объем информации выдается из ЦВМ-К в системы комплекса в результате обработки исходных данных (см. рис. 99).

Для управления обменом из внешних устройств поступают управляющие сигналы — импульсы « $\wedge$ запрос» и « $\wedge$ начало обмена». Всего в ЦВМ-К поступают семь управляющих сигналов: три сигнала «Запрос» (« $\wedge$ запрос 1» (ИЗ-1), « $\wedge$ запрос 2» (ИЗ-2), « $\wedge$ запрос 3» (ИЗ-3) и четыре сигнала «Начало обмена» (« $\wedge$ нач. обмена 1» (НО-1), « $\wedge$ нач. обмена 2» (НО-2), « $\wedge$ нач. обмена 3» (НО-3), « $\wedge$ нач. обмена 4» (НО-4).

Управляющие сигналы «Начало обмена» — это одиночные импульсы, предшествующие сигналам «Запрос» и подготавливающие ЦВМ-К к обмену (исключение составляет импульс

НО-4, который служит для возвращения ЦВМ-К к началу счета боевой программы с целью циклического ее выполнения).

Управляющие сигналы «Запрос» непосредственно управляют обменом. Они представляют собой пачки импульсов, следующих с определенными интервалами. По каждому из импульсов осуществляется прием или выдача одного числа. Поэтому количество импульсов в пачке зависит от количества выдаваемых или принимаемых чисел (т. е. от объема информации при обмене).

Все сигналы «Начало обмена» и «Запрос» можно разбить на две группы, каждая из которых обеспечивает обмен ЦВМ-К с определенной системой через соответствующие преобразующие устройства кабины К-2. Так, по управляющим сигналам НО-1, НО-2 и ИЗ-1 выполняется обмен с аппаратурой кабины К-9 через преобразователь кодов чисел (шкаф КВ-21). По управляющим сигналам НО-3, ИЗ-2 и ИЗ-3 выполняется обмен с аппаратурой РПЦ (кабин К-1, К-2) через преобразователи «Аналог — Цифра» (шкафы КТ-21, КТ-22) и «Цифра — Аналог» (шкаф КИ-23).

Рассмотрим процесс обмена и работу устройств ЦВМ-К по скелетной схеме (см. рис. 142).

Весь обмен информацией ЦВМ-К с аппаратурой комплекса выполняется с помощью устройства ввода-вывода (УВВ-К).

Элементы, входящие в состав УВВ-К, имеют следующее назначение:

— РО — распределитель очередности; определяет порядок приема на исполнение внешних управляющих сигналов «Начало обмена» и «Запрос»;

— ФНК — формирователь непрограммированных команд; предназначен для формирования соответствующих непрограммированных команд (НК) при приеме на исполнение одного из управляющих сигналов;

— ГНК — схема формирования сигнала приема НК; сигнал подготавливает ЦВУ к приему НК на исполнение;

— ФСК — формирователь сигналов коммутации; формирует сигналы коммутации, управляющие приемом или выдачей информации;

— КПЧ, КВЧ — коммутаторы приема и выдачи чисел; управляются сигналами коммутации, поступающими с ФСК, и разрешают прохождение принимаемой информации с преобразователей приема в ЦВУ и выдаваемой информации из ЦВУ на преобразователи выдачи;

— ЛПП16, 2ПП16, 3ПП16 — преобразователи приема; преобразуют принимаемую с преобразующих устройств информацию из параллельного кода в последовательный код;

— ПВ20, ПВ16 — преобразователи выдачи; преобразуют выдаваемую на преобразующие устройства информацию из последовательного кода в параллельный код;

— ФК — формирователь команд; по сигналам управления, вырабатываемым ЦВМ-К в процессе решения задач боевой программы, формирует сигналы управления для внешних устройств (команды ЦВМ).

Как видно из рис. 99, величины, составляющие информацию обмена, являются переменными, поэтому хранить их перед выдачей или записывать при приеме можно только в оперативной памяти машины — МОЗУ. Таким образом, обмен информацией внешних устройств с ЦВМ-К сводится к обмену с МОЗУ через УВВ-К.

С целью упрощения процесса обмена подготавливаемая к выдаче информация и принимаемая информация записываются в определенных последовательных ячейках МОЗУ. Выдача или прием информации в ЦВМ-К выполняется с помощью специальных команд обмена, которые называются командами ввода-вывода: ВВ1 и ВВ2.

Одна и та же команда в зависимости от значения признака запоминания может быть использована как для ввода, так и для вывода. Если в команде ввода-вывода ПЗ = 1, то в исполнительной стадии команды будет происходить прием (запись) в ячейку МОЗУ числа, поступившего на преобразователь приема УВВ-К. Если же ПЗ = 0, то происходит выдача числа из ячейки МОЗУ через преобразователь выдачи.

Адреса ячеек, участвующих в обмене, задаются адресной частью команд ввода-вывода. Схема выполнения этих команд в зависимости от признака запоминания имеет следующий вид:

$M \xrightarrow{\quad} УВВ \text{ (при ПЗ=0);}$

$УВВ \xrightarrow{\quad} M \text{ (при ПЗ=1).}$

Временная диаграмма работы устройств ЦВМ-К при программном исполнении команд ввода-вывода (т. е. когда эти команды выбираются из ПЗУ в порядке очередности) показана на рис. 146.

При выполнении обмена по импульсам «Запрос» оказывается более удобным, если команды ввода-вывода записаны в МОЗУ. Поэтому при подготовке к обмену команды переписываются из ПЗУ в специально отведенные ячейки МОЗУ. Эта подготовительная операция выполняется с помощью специальных подпрограмм обмена, обращение к которым осуществляется по управляющим сигналам «Начало обмена».

Как уже отмечалось, по каждому импульсу «Запрос» происходит прием или выдача одного числа, а поэтому должна исполняться соответствующая команда ввода-вывода. Если

Наименование устройств	Циклы		
	1-й	2-й	3-й
СК	Формирование адреса К-й команды		
ПЗУ	Выбор К-й команды (ВВ1)		
МОЗУ		Выбор числа для К-й команды (ВВ1)	
УУ			Формирование сигнала КОп ВВ1
УВВ-К			Выдача числа, выбранного из МОЗУ

Рис. 146. Временная диаграмма выполнения команд ввода-вывода (ВВ1, ВВ2)

необходимо выдать n чисел из последующих ячеек (или принять в последовательные ячейки) МОЗУ, поступает n импульсов «Запрос» и команда ввода-вывода должна исполняться n раз. При этом используется одна и та же команда, но адресная часть ее каждый раз перед исполнением увеличивается (модифицируется) на единицу. Поэтому команда ввода-вывода, записываемая в МОЗУ по подпрограмме обмена, должна иметь адресную часть на единицу меньше адреса первой из ячеек, откуда выдается или куда принимается информация.

Для выбора команды ввода-вывода из МОЗУ с последующей модификацией ее адресной части перед исполнением используется специальная команда ВЧ с ПЗ = 1 и ПП = 0, которая также исполняется каждый раз при поступлении импульса «Запрос».

Процесс обмена невозможно представить, не определив роль каждого из управляющих сигналов.

Импульсы НО-1 и НО-2 подготавливают обмен ЦВМ-К с кабиной К-9 по импульсам ИЗ-1. Сначала из кабины К-9 поступает импульс НО-1 (см. рис. 121), по которому осуществляется переход к первой подпрограмме обмена и происходит подготовка к приему кода обмена, т. е. в ячейку 01 МОЗУ за-

писывается команда ВВ1 с начальным адресом 14 и ПЗ = 1 для приема кода обмена в ячейку 15 МОЗУ (см. рис. 130). Прием его в МОЗУ происходит по первому из серии импульсов ИЗ-1. По импульсу НО-2 (он поступает за импульсом НО-1 и формируется из первого импульса ИЗ-1) машина обращается ко второй подпрограмме обмена, по которой анализируется код обмена. При этом возможны три результата анализа:

1. Машина отказывается от обмена. При этом ЦВУ выдает управляющий сигнал, по которому ФК формирует команду 4 ЦВМ. Поступая в преобразователь кодов чисел (шкаф КВ-21), команда запрещает прохождение импульсов ИЗ-1 в УВВ-К.

2. Машина должна выдавать информацию (результаты вычислений, рис. 121). В этом случае ЦВУ выдает управляющий сигнал, по которому ФК формирует команду 0 ЦВМ, переключающую триггер ТПП шкафа КВ-21 на передачу информации в кабину К-9. В ячейку 01 при этом будет записана команда ВВ1 с ПЗ = 0 и АЧ + 21 для выдачи 18 чисел из ячеек 22—33 МОЗУ. В УВВ-К поступит еще 18 импульсов «Запрос» (помимо 1-го ИЗ = 1, по которому был принят код обмена).

3. Машина должна принимать информацию (координаты внешнего целеуказания, см. рис. 123). При таком результате анализа ЦВМ-К никаких сигналов не выдает, триггер ТПП в КВ-21 работает на прием информации. В ячейку 01 МОЗУ записывается команда ВВ1 с ПЗ = 1 и начальным адресом 08 для приема 6 чисел в ячейки 09—04. В УВВ-К при этом поступает еще 6 импульсов «Запрос». Если ЦУ от другого РПЦ (режим «Ведущий — Ведомый»), то будет принято 5 чисел в ячейки 00—04.

Таким образом, по импульсу ИЗ-1 информация либо выдается из МОЗУ, либо принимается в МОЗУ. Выдаваемая по импульсу ИЗ-1 информация с выхода РМ поступает на преобразователь кодов чисел и далее в кабину К-9 через коммутатор выдачи чисел и преобразователь выдачи ПВ-20. Принимаемая из кабины К-9 информация поступает на преобразователь кодов чисел и записывается в РМ через преобразователь приема ИПП16 и коммутатор приема чисел.

Импульсы НО-3 подготавливают обмен информацией ЦВМ-К с РПЦ по ИЗ-2 и ИЗ-3.

По импульсам ИЗ-2 происходит выдача в кабину К-2 15 чисел (см. рис. 117) из ячеек 41—45 МОЗУ через ПВ-16 и преобразователь «Цифра — Аналог» (шкаф КИ-23). При этом в УВВ-К из шкафа КИ-23 поступают 15 импульсов ИЗ-2.

Для выдачи по импульсу ИЗ-2 используется команда ВВ1 с ПЗ = 0 и АЧ = 40, которая записывается по третьей подпрограмме обмена в ячейку 02 МОЗУ.

Из кабины К-2 информация принимается по импульсу ИЗ-3 через преобразователь «Аналог—Цифра» (шкафы КТ-21, КТ-22) и преобразователь приема 2ПП16 (УВВ-К). Она состоит из 7 чисел (см. рис. 106) и принимается в ячейки 11—17 МОЗУ. Поэтому на УВВ-К из шкафа КТ-22 поступают 7 импульсов ИЗ-3. Для приема информации по импульсу ИЗ-3 используется команда ВВ1 и ПЗ = 1 и АЧ = 10, записываемая в ячейку 03 также по третьей подпрограмме обмена.

Сигналы, управляющие обменом, поступают в УВВ-К на распределитель очередности (РО) и принимаются на исполнение в соответствии с установленным приоритетом. В случае одновременного прихода сигналов установлен следующий порядок приема их на исполнение: ИЗ-1, ИЗ-2, ИЗ-3, НО-1, НО-2, НО-3, НО-4. Сигналы управления не синхронизированы с программой работы машины, момент приема их на исполнение не предусмотрен программой; поэтому они могут поступить в любой момент времени, и, следовательно, обмен информацией должен выполняться непрограммированно, путем прерывания боевой программы.

По каждому управляющему сигналу, принятому в РО, формирователь непрограммированных команд (ФНК) формирует вполне определенную непрограммированную команду (НК). По импульсам ИЗ-1, ИЗ-2, ИЗ-3 формируются команды ВЧ с ПЗ = 1, ПП = 0 и адресными частями соответственно 01, 02, 03. Эти команды используются для выбора из ячеек 01, 02, 03 МОЗУ определенных команд ВВ1, которые были записаны туда по соответствующей подпрограмме обмена.

По импульсам НО-1, НО-2, НО-3 формируются НК ПЗСК с ПП = ПЗ = 1 и адресной частью 04, 05, 06 соответственно. НК ПЗСК предназначены для перехода к подпрограммам обмена (каждая из которых представляет собой группу команд) и для возвращения к прерванному счету после выполнения подпрограммы.

Помимо НК в УВВ-К с помощью схемы ПНК формируется сигнал приема непрограммированной команды (ПНК), который поступает в ЦВУ и разрешает прием НК в ПРК, т. е. на исполнение. Одновременно сигналом ПНК запрещается прохождение в ПРК команд из ПЗУ и формирование адреса очередной команды счетчиком команд.

Проследим временную последовательность работы узлов и устройств ЦВМ-К при выполнении операций обмена по каждому из управляющих сигналов, используя временные диаграммы.

Допустим, что необходимо произвести выдачу числа в кабину К-9 по одному из импульсов ИЗ-1. Временная диаграмма этого случая показана на рис. 147. На диаграмме к нача-

лу первого цикла управляющий сигнал уже принят на распределитель очередности.

В первом цикле по сигналу, поступающему с РО, разрешается формирование сигнала приема непрограммированной

Наименование устройства	Циклы			
	1-й	2-й	3-й	4-й
УВВ-К	Формирование сигналов ПНК и НК ВЧ с ПЗ=1			Формирование сигнала коммутации
СК	Хранение адреса К-й команды	Хранение адреса К-й команды	Хранение адреса К-й команды	Формирование адреса команды К+1
ПЗУ	Выбор К-й команды	Выбор К-й команды	Выбор К-й команды	Выбор команды К+1
МОЗУ	Выбор числа для НК (команды ВВ1)	Запись команды ВВ1 с АЧ+1	Выбор выдаваемого числа из яч. АЧ+1	
УУ (ПРК, ИРК, ДКОп)	Прием НК ВЧ с ПЗ=1 на исполнение	Формирование упр. сигнала КОп ВЧ и ПЗ=1	Формирование упр. сигнала КОп ВЧ и прием команды ВВ1 на исполнение	Формирование упр. сигнала КОп ВВ1 (ПЗ=0)
АУ		Прибавление 1 к АЧ команды ввода-вывода		Выдача числа на КВЧ

Рис. 147. Временная диаграмма работы ЦВМ-К при выдаче информации по сигналам «Запрос-1»

команды схемой ПНК, а ФНК формирует непрограммированную команду ВЧ с ПЗ = 1, ПП = 0 и адресной частью АЧ = 01. Сигнал ПНК обеспечивает прием НК в ЦВУ на исполнение. Он поступает на вентили ПРК, разрешая прохождение НК через второй вентиль ПРК и одновременно запреще-

шая остальные вентили, через которые возможно прохождение команд из ПЗУ или МОЗУ, выбираемых по программе. Этим же сигналом запрещается формирование адреса очередной команды счетчиком команд. В данном случае счет боевой программы оказался прерванным на K -й команде. Ее адрес хранится в СК до исполнения НК. В этом же цикле из ячейки 01 куба МОЗУ для НК ВЧ будет выбрано и принято в РМ число, которым является команда ВВ1 с $АЧ = 21$, записанная туда по второй подпрограмме обмена при результате анализа кода обмена «Выдать информацию в кабину К-9».

Код операции НК (ВЧ) и значение признака запоминания будут приняты в ИРК к концу первого цикла. В начале второго цикла управляющие сигналы КОп ВЧ появятся на выходе ДКОп. На выходе триггера ПЗ будет сигнал $ПЗ = 1$. Эти сигналы определяют цепь прохождения команды ВВ1, выдаваемой в этом же цикле из РМ. Так как $ПЗ = 1$, то команда не будет принята на исполнение, хотя и пройдет на ПРК через третий вентиль, разрешенный сигналом КОп ВЧ. Через второй вентиль сборки ЗУ она последовательным кодом поступит на СбЧ1 и далее на СМАУ, где по управляющему сигналу КОп ВЧ к младшему разряду ее адресной части будет прибавлена единица. Таким образом, на выходе СМАУ команда ВВ1 будет иметь $АЧ = 22$.

Сигнал $ПЗ = 1$ разрешает прохождение команды с модифицированной адресной частью с выхода СМАУ через первый вентиль сборки третьего числа для записи в РМ. К концу второго цикла команда будет записана в РМ и произойдет ее запоминание в кубе МОЗУ по адресу 01, т. е. по адресу НК, который кольцуется в РАМ как и обычно при выполнении команд с $ПЗ = 1$. Во втором цикле на ПРК ничего не поступает, т. к. все входные вентили закрыты (первые два вентили запрещены управляющим сигналом КОп ВЧ). Сигнал $ПЗ = 1$ не разрешит в конце второго цикла сброс кода операции ВЧ, а поэтому КОп ВЧ будет храниться в триггерах ИРК и в течение третьего цикла (это возможно только при исполнении команд ВЧ с $ПЗ = 1$). К началу третьего цикла $ПЗ$ будет установлен в состояние «0» и команда ВВ1 с $АЧ = 22$, вновь поступающая последовательным кодом с выхода РМ, пройдет в ПРК через третий вентиль, т. е. поступит на исполнение. В конце цикла из ячейки 22 куба МОЗУ будет выбрано число для выдачи по импульсу ИЗ-1, а код операции ВВ1 и признаки поступят в ИРК.

В четвертом цикле на выходе ДКОп будут управляющие сигналы КОп ВВ1, которые поступят в УВВ-К на коммутатор выдачи чисел, разрешая соответствующие входы обоих вентилях. Выдаваемое число из РМ последовательным кодом пройдет через третий вентиль сборки ЗУ и поступит также на оба вентили КВЧ. Однако выдача числа произойдет только через

первый вентиль, разрешаемый сигналом коммутации с приходом импульса ИЗ-1.

Схема ФСК, как и ПНК, запускается по сигналу, поступающему с РО, но работает так, чтобы сигнал коммутации вырабатывался только в исполнительной стадии команды ВВ1.

Таким образом, в четвертом цикле через открытый первый вентиль КВЧ число последовательным кодом поступает на преобразователь выдачи ПВ20, где преобразуется в параллельный код и выдается на преобразователь кодов чисел и далее в кабину К-9.

Как видно из диаграммы, прием на исполнение K -й команды и формирование адреса команды $K + 1$ можно выполнить только в четвертом цикле. Поэтому во втором и третьем циклах формирование адреса команды $K + 1$ запрещается сигналом КОп ВЧ, а во втором цикле еще и сигналом $ПЗ = 1$. Точно так же будет протекать исполнение и последующих импульсов ИЗ-1 при выдаче чисел. Адресная часть команды ВВ1 будет перед каждым ее исполнением увеличиваться на единицу, т. е. будет иметь значения 23, 24 и т. д.

Если по импульсу ИЗ-1 информация должна приниматься (например, при приеме внешнего ЦУ), то в ячейку 01 по второй подпрограмме обмена будет записана команда ВВ1 с $АЧ = 08$ и $ПЗ = 1$.

Как видно из временной диаграммы (рис. 148), первые три цикла выполнения операции обмена никаких особенностей не имеют. В первом цикле происходит выбор команды ВВ1, во втором цикле адресная часть ее увеличивается на единицу и в третьем цикле команда принимается на исполнение.

Работа устройств ЦВМ-К в четвертом цикле при приеме информации имеет некоторые отличительные особенности.

Формирователь сигналов коммутации, запуск которого, как и при выдаче, произошел по сигналу, поступающему с РО. В первом цикле операции обмена вырабатывает сигнал коммутации по импульсу ИЗ-1, разрешающий первый вентиль коммутатора приема чисел. Число из кабины К-9 последовательным кодом поступает на преобразователь кодов чисел, а с него параллельным кодом на преобразователь присма ИПП16. На преобразователе приема принимаемое число преобразуется из параллельного кода в последовательный код и через первый вентиль КПЧ проходит в ЦВУ на второй вентиль сборки третьего числа (СбЧ3). В этом же цикле, как и при выдаче, ДКОп вырабатывает управляющий сигнал КОп ВВ1.

Так как в команде ВВ1 при приеме $ПЗ = 1$, то триггер $ПЗ$ в течение четвертого цикла будет находиться в состоянии «1», а поэтому прием на исполнение K -й команды и формирование адреса команд ($K + 1$) будет задержано еще на один цикл.

Наименование устройств	Циклы			
	1-й	2-й	3-й	4-й
УВВ-К	Формирование сигналов ПНК и НК ВЧ с ПЗ=1			Формирование сигнала коммутации
СК	Хранение адреса К-й команды	Хранение адреса К-й команды	Хранение адреса К-й команды	Хранение адреса К-й команды
ПЗУ	Выбор К-й команды	Выбор К-й команды	Выбор К-й команды	Выбор К-й команды
МОЗУ	Выбор числа для НК (команды ВВ1)	Запись команды ВВ1 с АЧ +1		Запись принятого числа в ячейку <АЧ+1>
УУ (ПРК, ИРК, ДКОп)	Прием НК ВЧ с ПЗ=1 на исполнение	Формирование упр. сигнала КОп ВЧ и ПЗ=1	Формирование упр. сигнала КОп ВЧ и прием команды ВВ1 на исполнение	Формирование упр. сигнала КОп ВВ1 (ПЗ=1)
АУ		Прибавление 1 к АЧ команды ввода-вывода		Прием числа с КПЧ

Рис. 148. Временная диаграмма работы ЦВМ-К при приеме информации по сигналам «Запрос-1»

В регистре адреса МОЗУ в течение третьего и четвертого циклов будет храниться модифицированный адрес команды ВВ1, т. е. АЧ = 09.

Сигналы КОп ВВ1 и ПЗ-1 разрешают второй вентиль СбЧЗ; число записывается в регистр РМ и запоминается по адресу, указанному адресной частью команды ВВ1, т. е. в ячейке 09. Остальные координаты внешнего ЦУ будут записаны в пяти последующих ячейках МОЗУ.

При выдаче информации по импульсу ИЗ-2 работают те же устройства ЦВМ-К, что и при выдаче информации по

импульсу ИЗ-1. Временная последовательность работы устройств такая же. Отличие в том, что выдача происходит через второй вентиль коммутатора выдачи чисел. Вентиль разрешается в четвертом цикле управляющим сигналом КОп ВВ1, поступающим из ДКОп, и соответствующим сигналом коммутации, вырабатываемым в ФСК с приходом импульса ИЗ-2. Числа выдаются параллельным кодом через преобразователь выдачи ПВ16 на преобразователь «Аналог — Цифра» (шкаф КИ-23) и с него уже поступают на аппаратуру кабин К-2 и К-3М.

Другое отличие, уже известное, в начальной адресной части команды ВВ1. Числа на ПЦА будут выдаваться из других ячеек МОЗУ (см. рис. 130).

Наименование устройств	Циклы		
	1-й	2-й	3-й
СК	Формирование адреса К-й команды		
ПЗУ	Выбор К-й команды (ВВ2)		
МОЗУ		Хранение АЧ команды ВВ2 (АЧ=08)	Запись принятого числа в ячейку <08>
УУ			Формирование сигнала КОп ВВ2 и ПЗ=1
УВВ-К			Прием числа через ЗПП16 и КПЧ

Рис. 149. Временная диаграмма работы ЦВМ-К при приеме информации по команде ВВ2 с АЧ=08

То же самое можно сказать о работе устройств при приеме информации по импульсу ИЗ-3. В отличие от приема по импульсу ИЗ-1 принимаемая по импульсу ИЗ-3 информация поступает с преобразователя «Аналог — Цифра» в МОЗУ через преобразователь приема ЗПП16 и второй вентиль коммутатора приема чисел.

В машине, кроме непрограммированного обмена, предусмотрен обмен по программе. Он используется для приема из кабины К-2 сигналов управления режимами работы ЦВМ-К. Эти сигналы поступают в виде комбинаций потенциалов, управляющих определенными разрядами преобразователя приема ЗПП16. На преобразователе происходит преобразование их в последовательный код, прием которого в МОЗУ осуществляется по команде ВВ2 с АЧ = 08 и ПЗ = 1 через третий вентиль КПЧ.

Временная диаграмма работы устройств при обмене по программе показана на рис. 149.

ГЛАВА IV

ЗЕНИТНАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА В-860П (5В21А)

1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И КОМПОНОВКА РАКЕТЫ

Назначение и технические данные

Зенитная управляемая ракета В-860П (5В21А) является боевым звеном огневого комплекса системы 200 («Ангара») и предназначена для поражения скоростных и высотных воздушных целей (самолетов, самолетов-снарядов и крылатых ракет) на больших дальностях.

Ракета В-860П двухступенчатая.

I ступень ракеты состоит из четырех стартовых двигателей (ускорителей) 5С25 (5С28) с установленными на них стабилизаторами и кольцевого отсека № 7. Конструктивно все четыре ускорителя объединены в один блок кольцевым отсеком № 7, надеваемым на посадочные места отсека № 6 II ступени ракеты. Ускорители расположены в развале крыльев II ступени ракеты.

II ступень ракеты — маршевая часть. Она состоит из планера (корпуса и оперения), двигательной установки, головки самонаведения 5Г23, счетно-решающего прибора 5Э22, контрольного радиоответчика 5У14, автопилота 5А41, радио-взрывателя 5Е24Ф с предохранительно-исполнительным механизмом 5Б73, боевой части 5Б14Ш, электрооборудования и гидросистемы.

II ступень ракеты выполнена по «нормальной» аэродинамической схеме, ее планер состоит из корпуса, крыльев и рулей-элеронов, расположенных за крыльями. Крылья и рули-элероны расположены Х-образно относительно продольной оси корпуса.

Старт ракеты осуществляется с пусковой установки при постоянном угле старта (угле места) 48° , а по азимуту в направлении на цель.

Основные весовые данные ракеты

Вес полностью заправленной и снаряженной ракеты (I и II ступень в сборе)	Около 7000 кг
Вес снаряженной I ступени	Около 3000 кг
Вес заправленной и снаряженной II ступени	Около 4000 кг
Вес топлива II ступени:	
горючего ТГ-02	586 ± 12 кг
окислителя АК-27П	1680 ± 15 кг
Вес сжатого воздуха в шар-баллоне	16,5 кг
Вес гидросмеси	12 кг
Вес боевой части	217 ± 3 кг

Основные геометрические размеры ракеты показаны на рис. 150, а размещение основного оборудования — на рис. 151.

Компоновка ракеты

Компоновка ракеты произведена исходя из требований центровки и с учетом условий работы блоков бортового оборудования.

Расчленение корпуса планера II ступени на отсеки и расположение люков на нем обеспечивают удобный подход ко всем блокам бортового оборудования и к боевой части.

Отсек № 1. Представляет собой радиопрозрачный обтекатель. В отсеке размещены антенна и гиросtabilизированная платформа головки самонаведения — блок КН-1 2. Соединение отсека с фланцем головки самонаведения осуществляется на откидных болтах.

Отсек № 2. В передней части отсека размещен приемно-преобразовательный блок КН-2 3 головки самонаведения с вставленным в него высокочастотным гетеродином КН-3 4. В задней части отсека размещены: слева по полету блок управления автопилота КП-1Р 9 и справа — радиовзрыватель 5Е24Ф 10.

Между блоком КП-1Р и блоком КН-2 установлен счетно-решающий прибор 5Э22 5, а между блоками 5Е24Ф и КН-2 — контрольный радиоответчик 5У14 62 и статический преобразователь 5И23 64.

Над блоком КП-1Р размещается коробка регулирования электротока КУ-500СЧ-2 (61) с уставкой Р-7 7.

Выше радиовзрывателя на правом борту установлены программный механизм ПМК-60Д 8 и блок КП-24 автопилота 6 — фильтр изгибных колебаний.

В нижней части отсека установлена розетка отрывного разъема ОШ-1 60 с клапанами воздухоразъемов 59, через которые подается воздух для обдува приемо-преобразова-

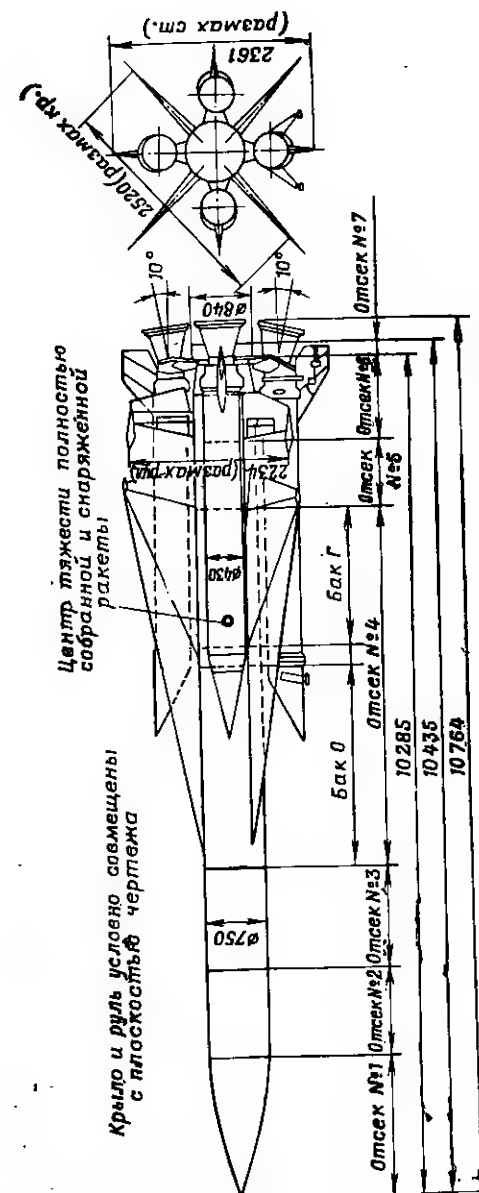


Рис. 150. Геометрические размеры ракеты 5B21A

тельного блока КН-2, радиовзрывателя, счетно-решающего прибора и статического преобразователя.

Отсеки № 1 и 2 составляют в сборе носовую часть ракеты, которую можно поворачивать в горизонтальной плоскости влево по полету на угол 90—100°. Это необходимо для установки боевой части в отсек № 3.

Отсек № 3. В нем расположены: боевая часть 5Б14Ш 12, предохранительно-исполнительный механизм 5Б73 11, датчик скоростного напора КП-5Б 58, два сигнализатора давления СДУ4А-0,65 57 и четыре приемника статического давления ПСД.

По левому борту внутри отсеков № 2 и 3 проложены электрожгуты, соединяющие оборудование, находящееся в носовой части ракеты, с остальным оборудованием.

Отсек № 4. Состоит из двух баков, состыкованных между собой: бака окислителя и бака горючего. Передние днища баков в средней части переходят в обратные полусферы, в которых расположены: у бака окислителя — бачок горючего бортового источника питания (бачок Г БИП) 13, а у бака горючего — шар-баллон для сжатого воздуха 19 с элементами воздушных систем ДУ и БИП.

На шпангоуте переднего днища бака О закреплена задняя тарель боевой части. В промежутке между баками помещены арматура и трубопроводы воздушных систем ДУ и БИП. На переднем шпангоуте бака Г установлена крестовина 65, через которую проходят ленты передних узлов расцепки ускорителей.

По левому борту с наружной стороны отсека проложены электрожгуты и трубопроводы воздушных систем ДУ и БИП, закрытые бортовым обтекателем 56. Под этим же обтекателем установлены: кран зарядки шар-баллона воздухом 54, контрольный манометр 55, блок датчиков линейных ускорений КП-2Р 15, блок демпфирующих гироскопов КП-10 16.

Отсек № 5. В отсеке размещаются бортовой источник питания 5И43 24, баллон для гидросмеси 23, баллон для азота, бачок окислителя бортового источника питания (бачок О БИП) 22, гидроаккумулятор низкого давления 49, элементы жидкостного ракетного двигателя.

Подача окислителя и горючего к турбонасосному агрегату осуществляется по внешним трубопроводам. Трубопровод 17 от бака окислителя проложен по правому борту, а трубопровод 51 от бака горючего — снизу.

Отсек № 6. На отсеке в приливах шпангоута установлены четыре руля-элерона 28. Внутри отсека размещена камера сгорания ЖРД; в передней части сверху установлен преобразователь тока ПО-500СЧ 27. Кроме того, в отсеке размещены элементы гидросистемы и четыре рулевые машины КП-4 40 автопилота.

Отсек № 7. Отсек имеет кольцевую форму. На нем находятся задние узлы 42 крепления стартовых двигателей и замки, удерживающие отсек на II ступени ракеты.

На крыльях установлены приемники полного давления 18, а на крыле № 1 на задней кромке установлена антенна контрольного ответчика 26.

На корпусе, крыльях и стартовых двигателях ракеты предусмотрены эксплуатационные подходы: люки, пробки, разъемы, штуцера, горловины, обеспечивающие доступ к блокам бортового оборудования (рис. 152).

Отсек № 1. В нижней части отсека имеется пробка 1 для проверки герметичности системы обдува. В носовой части отсека закреплен стальной наконечник, в который устанавливается трубка холодного прицеливания (ТХП) при подготовке ракеты для проверки с помощью АКИПС. Отверстие в наконечнике под ТХП закрывается стальным носком, который выдерживает более высокие температуры нагрева, чем материал отсека.

Отсек № 2. На левом борту в передней части расположены: люк № 1А 4, люк № 1Б 3, люк № 1В 2, люк № 1Г 42, служащие для подхода к регулировочным точкам блоков КНД-2, КНС-2, КНШ-2 и КНУ-2 головки самонаведения соответственно; люк № 4 5 — подход к регулировочным точкам блока 5Э22; люк № 5 6 — подход к регулировочным точкам блока КП-1Р; пробка 7 — подход к уставке Р-7, для регулировки напряжения преобразователя ПО-500СЧ (5П53).

На правом борту расположены: люк № 2 43 — подход к сменному гетеродину КН-3; люк № 2А 44 — для замены коммутаторного ключа контрольного ответчика 5У14; люк № 6 46 — подход к регулировочным точкам радиовзрывателя. Крышки люков № 2 и 2А легкосъемные, имеют глазки для просмотра установленного литеры гетеродина и коммутаторного ключа.

Внизу на корпусе отсека расположены: люк № 3 41 — регулировка статического преобразователя 5И23; розетка переднего отрывного электровоздухоразъема ОШ-1 40; розетка контрольного электроразъема КР 45, который используется при проверке бортовой аппаратуры ракеты с помощью АКИПС.

Отсек № 3. В передней части отсека справа расположен люк № 7 47 — подход к разъемам предохранительно-исполнительного механизма. В задней части отсека расположены четыре пробки 8 для доступа к упорным винтам боевой части и четыре приемника статического давления ПСД, отверстия которых закрыты резиновыми пробками 11.

На левом борту находятся кран проверки сброса пробок ПСД 10 и дренажный кран бачка Г БИП 9, на правом бор-

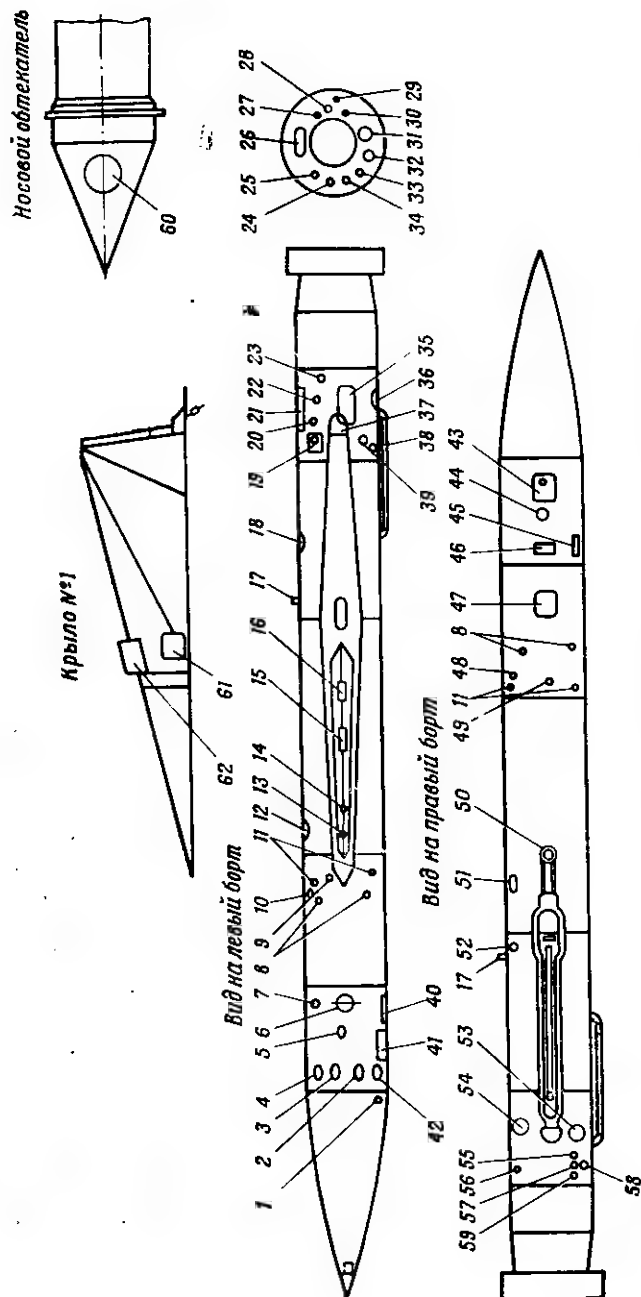


Рис. 152. Люки и эксплуатационные подходы ракеты 5B21A

ту — кран проверки сигнализаторов давления СДУ4А-0,65 48 и кран проверки датчика скоростного напора КП-5Б 49.

Отсек № 4. Сверху на баке О расположены дренажно-заправочная горловина 12 и сливная горловина 51, которая используется при нейтрализации; справа на трубопроводе окислителя установлен дренажный кран трубопровода О 50.

На баке Г сверху расположена горловина для слива горючего при нейтрализации 18.

На межбаковой части отсека сверху расположены газовый разъем 17 и отверстие для сброса высокого давления из шар-баллона. На правой стороне установлена заглушка тройника проверки сброса пробок ППД 52.

Отсек № 5. Сверху на отсеке расположен люк № 13 21 — подход к коробкам регулирования электрогенераторов БИП (5И43) и ПП пироклапанов отсеки БИП.

На правом борту расположены: люки № 11 54 и 12 53 — для монтажа трубопроводов двигательной установки и подхода к пиропатронам БИП и ЖРД; пробка 59 — подход к разъему контроля пиротехники отсеки БИП; пробка 55 — подход к уставкам регулирования напряжения КРС-4 генератора БИП; пробка 57 — подход к разъему контроля пиротехники пусковой камеры ЖРД; дренажный кран бака О БИП 56 и подход 58 к разъему электроконтроля БИП при наземных проверках.

На левом борту расположены: люк № 10 19 — подход к клапану заправки азотом гидроаккумулятора низкого давления; люк № 14 35 — для монтажа трубопроводов ДУ и подхода к пусковой камере ЖРД; высокочастотный разъем подстыковки антенны контрольного ответчика 20; заправочный клапан бака Г 22; пробка 23 — подход к крану проверки сигнализатора давления 2С-15А; электроразъем КПП проверки ПП ВАБ и БИП 39.

Внизу на корпусе отсека расположен люк № 15 36 — для монтажа трубопроводов ДУ и дренажная трубка БИП 38.

Отсек № 6. Эксплуатационные подходы отсека размещены на его заднем фланце. В середине расположено выходное отверстие сопла ЖРД. Справа от сопла расположены клапан заправки азотом гидроаккумулятора низкого давления 27, манометр 28, предназначенный для контроля за давлением рабочей жидкости в сливной магистрали гидросистемы, сливной полуразъем 30 и предохранительный клапан гидросистемы 29. Слева от сопла расположены: клапан заправки азотом гидроаккумулятора высокого давления 25, контрольный манометр гидроаккумулятора высокого давления 24 и заправочный полуразъем гидросистемы 34. Вверху расположена розетка отрывного электроразъема ОШ-2 26, а внизу — отрывной разъем 33, соединяющий пиропатроны стартовых двигателей с маршевой частью ракеты, люк № 23

32 для монтажа гидросистемы и выхлопная труба ТНА 31.

Крылья. Люки № 9 61 с легкоъемными крышками предназначены для подхода к разъемам трубопроводов приемников полного давления.

Бортовой обтекатель. На нем расположены: люк № 18 15 — подход к датчикам линейных ускорений КП-2Р; люк № 19 16 — подход к блоку демпфирующих гироскопов КП-10; люк № 17 37 — подход к люку № 14; кран зарядки шар-баллона 14 и глазок контрольного манометра 13.

Ускорители. На обтекателях ускорителей имеются люки № 16 60, предназначенные для подхода к силовым цилиндрам передних узлов расцепки и пиропатронам стартовых двигателей.

Планер ракеты

Корпус ракеты предназначен для размещения комплектующих агрегатов и узлов ракеты, восприятия силовых нагрузок, крепления оперения и стартовых двигателей.

Для удобства изготовления корпуса и монтажа оборудования корпус расчленен на отсеки (см. рис. 150 и 151). Основная часть корпуса ракеты имеет сварную конструкцию; два задних отсека выполнены литыми.

Бачковый отсек (отсек № 4) имеет цилиндрическую форму. Он состоит из двух частей бака О и бака Г, соединенных между собой.

Бак О — сварной конструкции из сплава АМГ6, предназначен для размещения окислителя. Емкость бака — 1085 л. Внутри бака установлены: конус, который удерживает около заднего днища остатки окислителя при отрицательных перегрузках; перегородка, предназначенная для демпфирования (успокоения) жидкости в баке при эволюциях ракеты и придания жесткости баку; заборник шарнирного типа, обеспечивающий непрерывную подачу окислителя и его выработку до минимального остатка; мембранный узел, служащий для подачи воздуха наддува в бак.

Бак Г — сварной конструкции из сплава АМГ6, предназначен для размещения горючего. Емкость бака — 720 л. По конструкции бак Г аналогичен баку О, но в нем отсутствует перегородка.

На поверхности корпуса отсека № 6 имеются четыре гнезда для установки осей рулей-элеронов.

Корпус ракеты герметизирован. Герметизация отсеков и люков осуществляется резиновыми шнурами, уложенными в проточку торцовых шпангоутов или посадочных мест люков.

Тепловая защита отсеков (кроме отсека № 1) осуществлена нанесением на наружную поверхность теплозащитного покрытия ТТП-ВС(Т), поверх которого еще нанесена эмаль

ЭП-51. Тепловая защита отсека № 1 произведена путем нанесения слоя теплозащитной шпаклевки ВШ-5 с последующим покрытием лаком Э-4100, влагозащитным лаком ВЭ-9 и серо-голубой эмалью ХВ-16.

Для соединения четырех ускорителей в один блок служит отсек № 7. Соединение осуществляется с помощью кронштейнов ускорителей и задних стыковых узлов, установленных на отсеке № 7. На переднем шпангоуте отсека установлены четыре замка, удерживающие его на отсеке № 6 до отделения ускорителей. Тепловой защиты отсек не имеет.

Крылья — сварной конструкции, каркасного типа, изготовлены из титановых сплавов: каркас из сплавов ВТ5-1 и ОТ4-1, а обшивка из листа ВТ5-1. Для упрощения изготовления и транспортабельности крыло выполнено из двух отдельных частей: хвостовой и носовой, которые при сборке скрепляются болтовым соединением. Для тепловой защиты на лобовую часть крыла с двух сторон нанесено теплозащитное покрытие ТТП-ВС(Т) шириной 200 мм, поверх которого нанесена эмаль ЭП-51. Хвостовая часть крыла № 1 отличается от остальных крыльев наличием панели из материала АГ-4С, предназначенной для установки антенны КРО-1М контрольного радиоответчика.

Рули-элероны установлены на отсеке № 6 и предназначены для стабилизации ракеты до отделения стартовых ускорителей и управления II ступенью ракеты.

Руль-элерон (рис. 153) состоит из переднего руля 1, хвостовой части руля 2, пилона 3 и торсионного валика 4. Передний руль жестко связан с осью 5, которая вращается под воздействием рулевой машины. Хвостовая часть соединяется с передним рулем с помощью торсионного валика. Такое устройство позволяет изменять эффективность рулей-элеронов в зависимости от величины скоростного напора. При полете ракеты в плотных слоях воздуха, где скоростной напор велик, для выполнения ракетой маневра достаточно небольшие отклонения рулей либо небольшие их площади. При полете на больших высотах, где плотность воздуха незначительна, для выполнения ракетой подобного маневра необходимо либо отклонять рули на больший угол, либо увеличивать их площадь. Конструкция данных рулей-элеронов позволяет изменять площадь руля.

При полете ракеты в плотных слоях атмосферы при вращении оси руля поворачивается только передняя часть руля, а хвостовая часть под действием набегающего потока остается в исходном положении, так как упругости торсионного валика недостаточно, чтобы потянуть за собой хвостовую часть.

На больших высотах полета ракеты при вращении оси руля поворачивается весь руль, так как силы набегающего

потока недостаточно, чтобы удержать хвостовую часть в исходном положении. На конце руля закреплен противофлаттерный груз 6.

Стабилизаторы представляют собой фрезерованную пластину трапецевидной формы в плане, изготовленную из магниевого сплава ВМ65-1. На ракете установлены четыре стабилизатора, которые закреплены неподвижно на ускорителях. Стабилизатор, установленный на нижнем ускорителе, складывающийся, что обусловлено установкой ракеты на ПУ и движением ее по пусковой установке в момент старта.

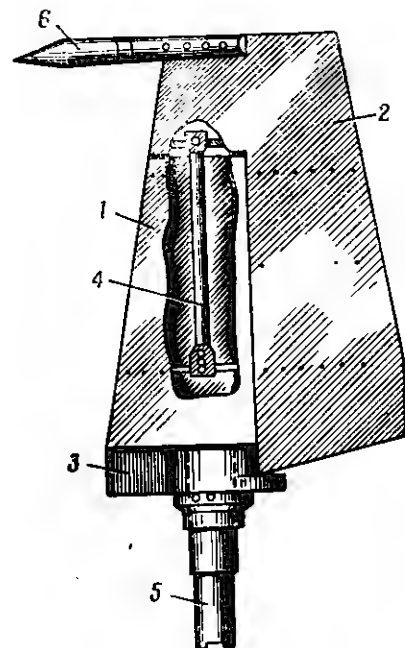


Рис. 153. Руль-элерон

Узлы расцепки предназначены для крепления ускорителей на ракете и для попарного отделения их от II ступени после окончания работы. К узлам расцепки относятся передние узлы расцепки, задние узлы расцепки и замки отсека № 7. Крепление ускорителей к маршевой части ракеты показано на рис. 154.

Передние узлы расцепки (рис. 155) обеспечивают синхронное отделение передних частей противоположно установленных ускорителей. Передний узел состоит из двух замков 1, двух силовых цилиндров 2, двух лент 3 и двух карданов 4 (для одной пары ускорителей). Замок состоит из трех крюков 5, 6 и 7 и собачки 8. Собачка удерживает ленту на крюке 7.

Задние узлы расцепки образованы стыковыми узлами отсека № 7 и задними кронштейнами ускорителей и предназначены для отделения ускорителей от отсека № 7 после разворота их на 23° .

Стыковой узел (рис. 156) состоит из вилки 1, двух вкладышей 2, двух обойм 3, болта 4 с двумя стопорными шайбами 5 и гайки 6. Вкладыши, зафиксированные на вилке и закрепленные обоймами, образуют разъемные ушки, в которых помещается болт, соединяющий шарнирно задний кронштейн ускорителя со стыковым узлом.

Обойма, предназначенная для закрепления вкладыша на вилке, устанавливается на выступах вилки и вкладышей. Обойма имеет вырез в кольцевом выступе, который обеспечивает отсоединение вкладышей от вилки при повороте обоймы на 23° .

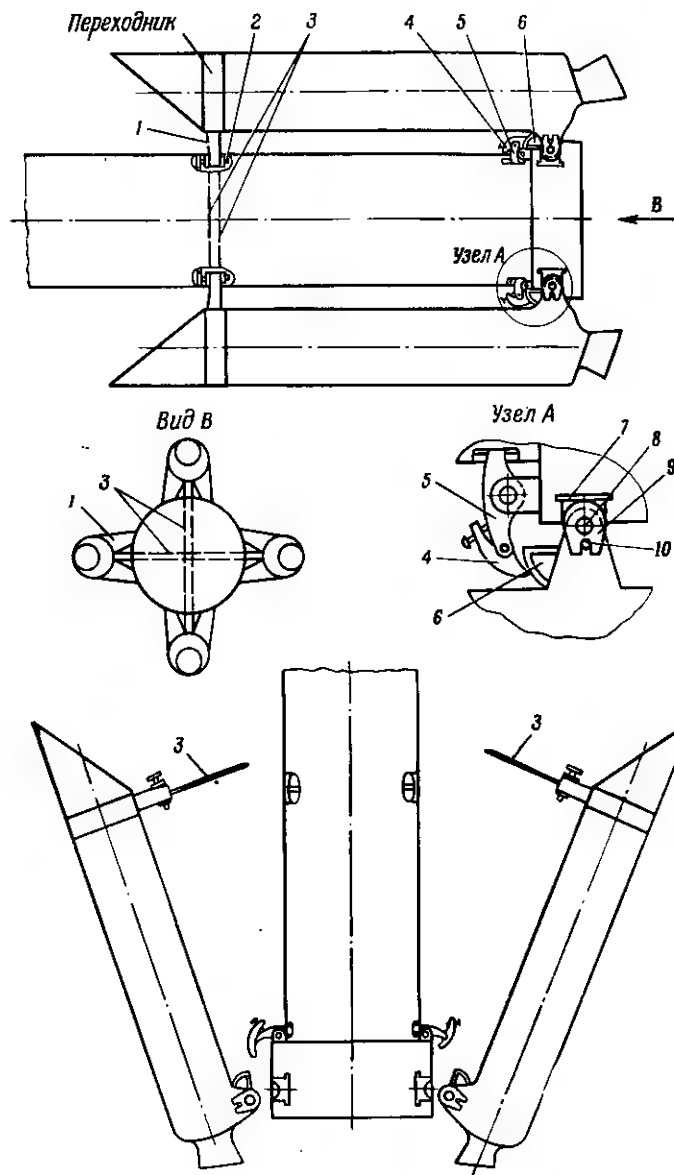


Рис. 154. Схема крепления и сброса стартовых двигателей

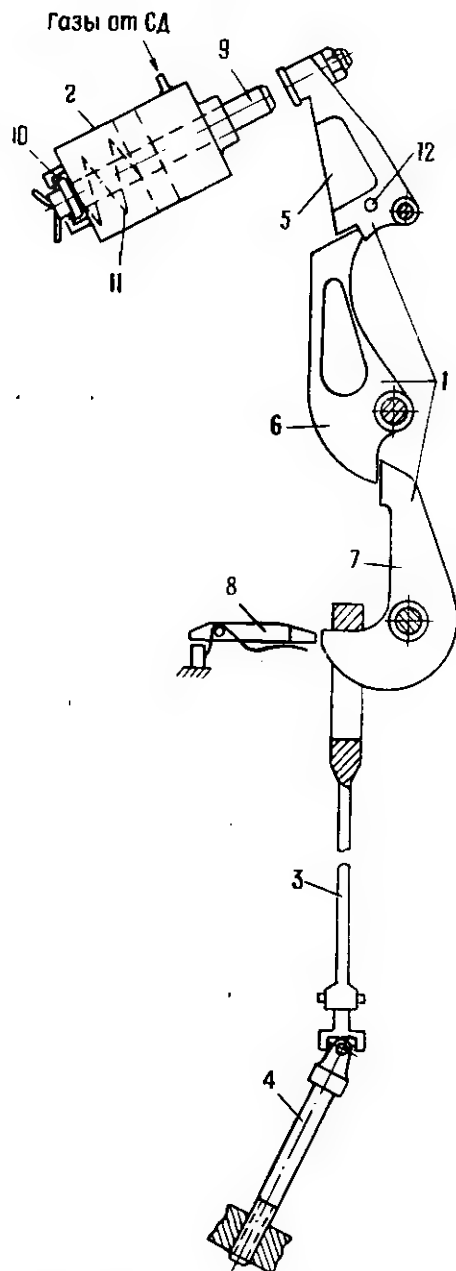


Рис. 155. Схема крепления и сброса стартовых двигателей (передний узел расцепки одного двигателя)

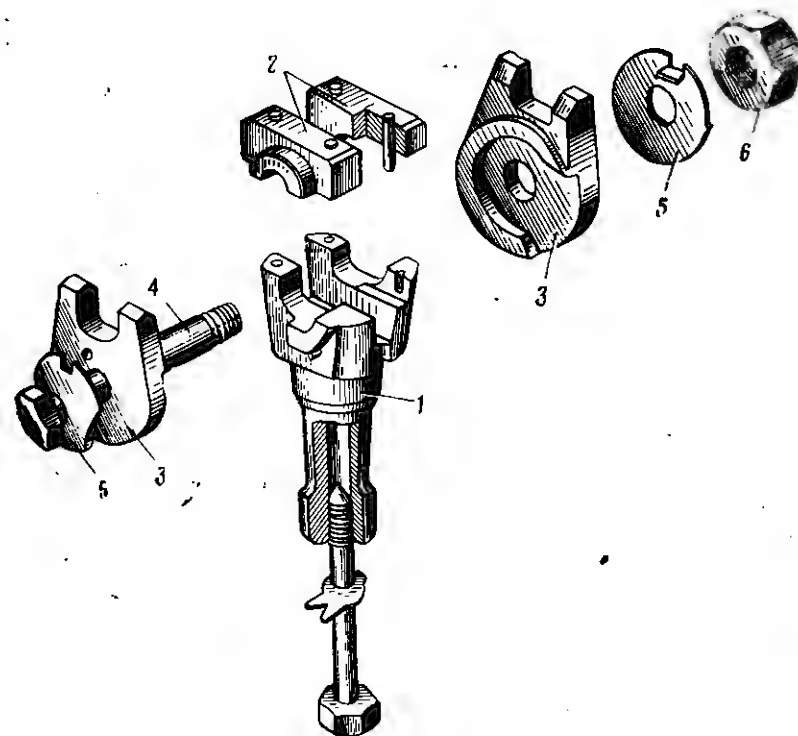


Рис. 156. Стыковой узел

Замки отсека № 7 предназначены для удержания отсека № 7 на отсеке № 6 до отделения ускорителей. Замок состоит из рычага 5 и скобы 4 (рис. 154), закрепленных на отсеке № 7, и сектора 6, закрепленного на кронштейне ускорителя.

Отделение ускорителей (рис. 154 и 155) происходит следующим образом. Газы из камеры сгорания ускорителя, поступив в силовой цилиндр 2, перемещают шток 9 и освобождают его от зацепления с пружинной чекой 10. По окончании работы одного из пары двигателей при снижении давления в цилиндре до $6-7,5 \text{ кг/см}^2$ усилием пружины 11 шток 9 нажмет на упор крюка 5, который, срезав заклепку 12, выйдет из зацепления с крюком 6. Крюк 6 освободит крюк 7 и тем самым даст возможность ленте 3 сойти с его зуба. Ускорители продолжают удерживаться на ракете лентой другого ускорителя, соединенной с крюком замка первого ускорителя. По окончании работы второго ускорителя произойдет открытие второго замка и под действием набегающего воздушного потока начнется одновременный разворот обоих ускорителей вокруг задних узлов расцепки (рис. 154), при этом болтами 10 будут поворачиваться обоймы 9. После по-

ворота ускорителей на 23° обоймы выйдут из зацепления с вилкой 7 и освободят болты 8 крепления ускорителей к вилке отсека № 7. Произойдет безударная расцепка задних узлов. При этом скоба 4 сойдет с сектора 6 и пара замков отсека № 7 откроется. Отсек № 7 будет удерживаться только второй парой замков. После отделения второй пары ускорителей открывается вторая пара замков и отсек № 7 под действием набегающего воздушного потока сойдет с отсека № 6.

2. ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Двигательная установка ракеты состоит из двигательной установки (ДУ) I ступени и двигательной установки II ступени, объединенных в единый работающий комплекс.

Двигательная установка I ступени обеспечивает наклонный старт ракеты и быстрый разгон ее до сверхзвуковой скорости.

Двигательная установка II ступени обеспечивает дальнейший разгон ракеты до требуемой конечной скорости после сброса ускорителей. Для обеспечения полета по оптимальным энергетическим траекториям, которым соответствует минимальное полетное время ракеты до точки встречи с целью, тяга двигателя II ступени ракеты регулируется. Выбор режима работы двигательной установки производится до старта ракеты в зависимости от времени и условий полета ракеты до цели.

Двигательная установка I ступени

Двигательная установка I ступени ракеты представляет собой четыре стартовых ракетных двигателя на твердом топливе (РДТТ) 5С25 (5С28), размещаемых вокруг хвостовой части II ступени ракеты в развале несущих плоскостей. Конструктивно все четыре двигателя объединены в один блок и крепятся между собой и к маршевой части ракеты с помощью отсека № 7.

Основные технические данные СД 5С25 (5С28)

Сила тяги двигателя:	
максимальная начальная	42 000 (43 300) кг
минимальная начальная	21 500 (20 800) кг
Время работы двигателя	3—5,1 (3—5,7) сек
Вес снаряженного двигателя	721 (750) кг
Вес порохового заряда	480 (490) кг
Вес воспламенителя	1,75 (1,0) кг
Максимальное рабочее давление в камере сгорания	100 (115) кг/см²

Стартовый двигатель 5С25 (рис. 157) состоит из корпуса 4, боевой крышки 3, переходника 2 (крестовины для нижнего СД), сопла 5, вкладыша 7, переходника сопла 6, снаряжения 8 и носового обтекателя 1.

Корпус является камерой сгорания СД и предназначен для размещения порохового заряда. Корпус представляет собой сварную камеру цилиндрической формы. Толщина стенки 3,5 мм. На корпусе нижнего СД приварены две цапфы для установки осей с роликами, которые являются задними точками опоры ракеты на ПУ.

Боевая крышка предназначена для герметичного закрытия камеры сгорания и для крепления каркаса с воспламенителем и пиропатронов. На крышке имеются два штуцера: один для подвода газов к силовому цилиндру, второй для отбора газов к ДУ II ступени ракеты (используется только в верхнем СД, а на остальных двигателях заглушен). На несобранных СД вместо боевых крышек устанавливаются предохранительные крышки.

Переходник (крестовина) предназначен (предназначен) для установки и крепления передних узлов расцепки СД. На каждом переходнике и крестовине приварены два кронштейна с установленными в них валиками, через которые тяга стартовых двигателей передается на корпус II ступени ракеты. На крестовине приварены опоры с бугелями, являющимися передними точками опоры ракеты на ПУ.

Сопло служит для создания силы тяги при истечении пороховых газов из камеры сгорания. Сопло изготовлено из пластмассы АГ-4В. Пластмассовое сопло выгорает в меньшей степени, чем металлическое. Ось сопла составляет с продольной осью двигателя угол, равный 10°. Величина этого угла выбрана из условия обеспечения прохождения линий действия тяг всех четырех СД через точку, близкую к центру тяжести ракеты, что уменьшает возмущающие моменты в случае неравенства их тяг. В сопло устанавливается дуралюминиевая диафрагма, обеспечивающая герметичность камеры сгорания СД при хранении.

Снаряжение СД состоит из порохового заряда, воспламенителя и двух пиропатронов ДП1-2Ш. Пороховой заряд марки 5Б89-1 состоит из пороховой шашки трубчатой формы, отлитой из смесового топлива ТФА-53КД. Пороховая шашка по всей длине имеет две щели, которые обеспечивают постоянную поверхность горения пороха. Воспламенитель 5Б99 состоит из пороха КЗДП-2 и пиротехнического состава В-6М и предназначен для создания в камере сгорания двигателя давления и температуры, обеспечивающих воспламенение твердого топлива.

Носовой обтекатель имеет форму ассиметричного конуса. Он обеспечивает разворот СД на 23° относительно задних узлов расцепки под действием набегающего потока воздуха после расцепки передних узлов. Разворот СД на 23° производится с целью вывода их из зоны крыльев при отделении от II ступени ракеты.

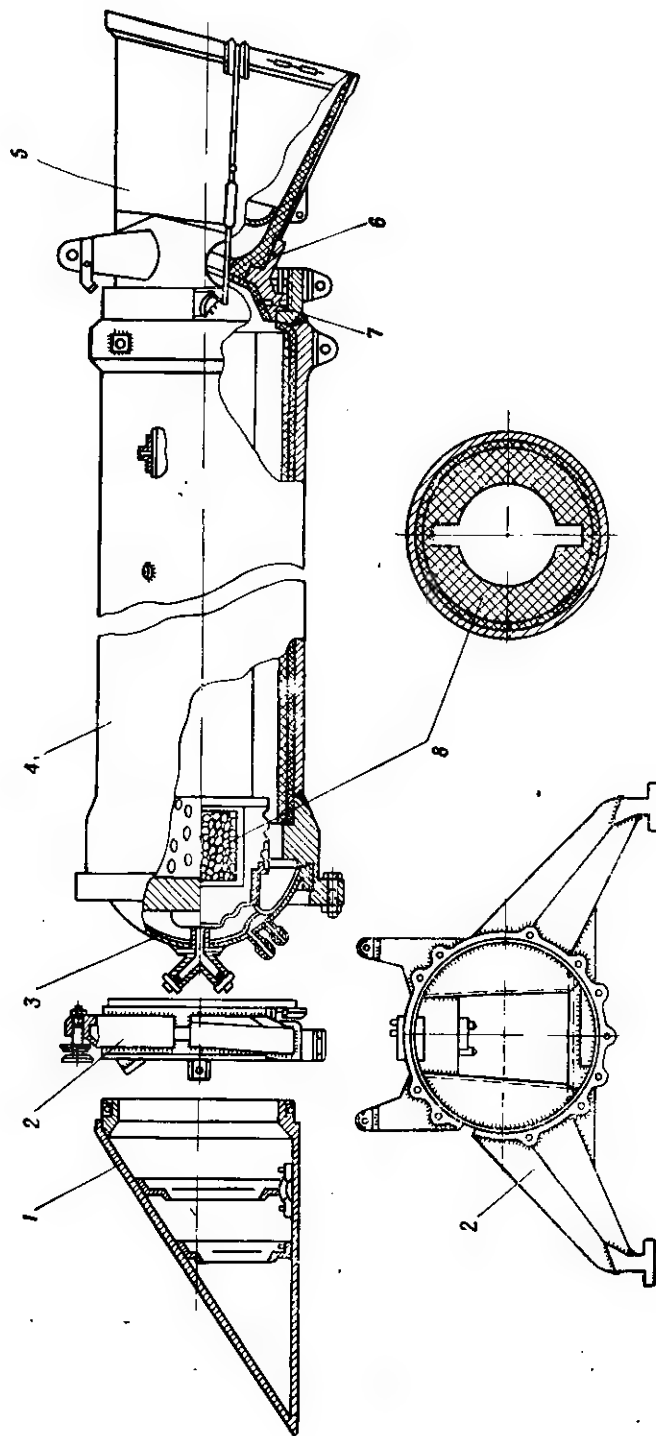


Рис. 157. Стартовый двигатель 5С25

Стартовые двигатели 5С28 работают на баллиститных порохах РАМ-10К и в соплах имеют сменные сезонные вкладыши.

Двигательная установка II ступени

В состав ДУ II ступени ракеты входят: жидкостный ракетный двигатель 5Д12, топливная система ДУ, воздушная система ДУ, топливная система БИП, воздушная система БИП и газовая система ДУ.

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) предназначен для создания силы тяги, необходимой для сообщения II ступени ракеты заданной скорости полета, за счет истечения из сопла камеры сгорания газообразных продуктов сгорания компонентов топлива. ЖРД представляет собой однокамерный двигатель с турбонасосной подачей компонентов топлива.

Двигатель работает на самовоспламеняющихся компонентах топлива: горючем ТГ-02 и окислителе АК-27П. Он рассчитан на переменные режимы работы в пределах тяги 10 000—3200 кг. Изменение тяги двигателя производится программным регулятором (регулятором тяги) с помощью ИМРТ-200МГ в соответствии с заданной программой.

Двигатель имеет два режима постоянной тяги: максимальный режим (10 000 кг), минимальный режим (3200 кг) — и два режима переменной тяги: режим снижения от максимума до минимума со средним градиентом 97 кг/сек и режим резкого спада тяги до минимальной.

Различное сочетание режимов постоянной и переменной тяги обеспечивает реализацию в полете нескольких программ работы ЖРД, указанных на рис. 158.

Основные технические данные ЖРД

Секундный расход компонентов топлива при максимальной тяге:	
окислителя АК-27П	31,6 кг/сек
горючего ТГ-02	9,69 кг/сек
Удельная тяга двигателя на земле:	
при максимальной тяге	Около 240 кг · сек/кг
при минимальной тяге	Около 200 кг · сек/кг
Соотношение расхода компонентов топлива ($K = \frac{O_{кг}}{Г_{кг}}$)	
	3,20
Время выхода на режим, соответствующий 0,9 номинального значения тяги	
	Не более 1,5 сек
Время работы двигателя в зависимости от заданной программы	
	59—100 сек
Температурный диапазон работы двигателя	
	±50° С

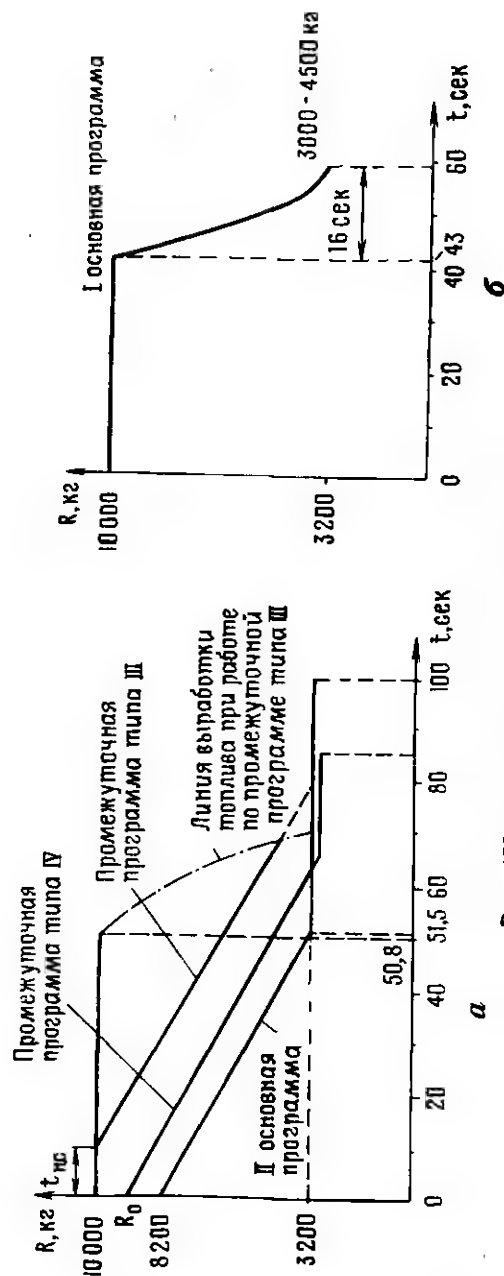


Рис. 158. Графики регулирования тяги ЖРД

Двигатель (рис. 159) состоит из камеры сгорания 10, турбонасосного агрегата (ТНА) 2, газогенератора ТНА 4, стабилизатора газогенератора 3, стабилизатора камеры сгорания 1, пусковой камеры с предохранительным клапаном 8,

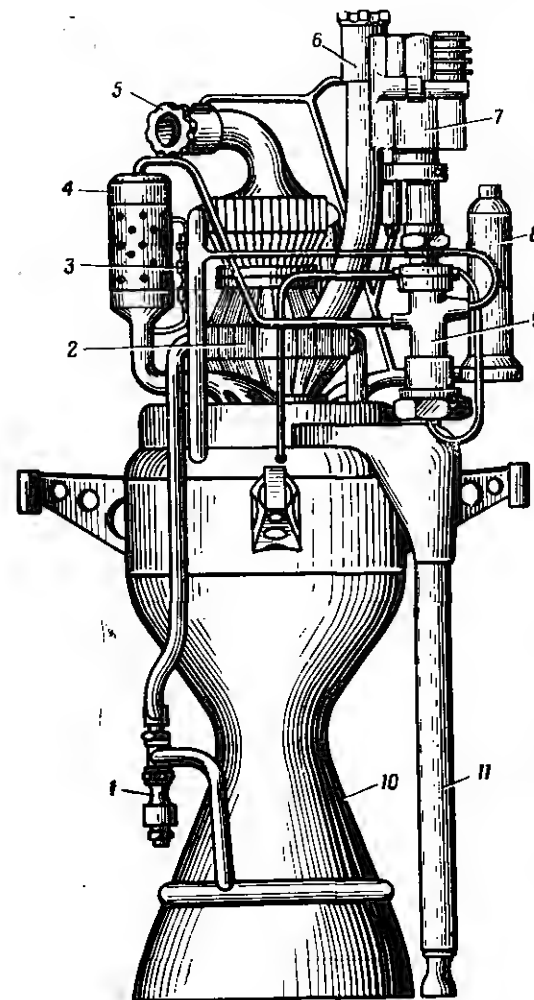


Рис. 159. Жидкостный ракетный двигатель 5Д12

клапана пуска О 5, клапана пуска Г 6, регулятора тяги с исполнительным механизмом ИМРТ-200МГ 9 и 7, системы быстрого снижения тяги (спада тяги), газового демпфера 39 (рис. 162), двух тормозных баков 31 и 43 (рис. 162) и выхлопной трубы ТНА 11 (рис. 159).

Камера сгорания предназначена для создания силы тяги за счет истечения из сопла газообразных продуктов сгорания компонентов топлива.

Камера сгорания представляет собой неразъемную паяно-сварную конструкцию и состоит из головки, собственно камеры сгорания и сопла. Камера сгорания и сопло имеют внутреннюю оболочку и наружную оболочку-рубашку, которые соединены между собой пайкой с помощью гофр. Для наружного охлаждения камеры сгорания в полость между внутренней и наружной оболочками (межрубашечное пространство) через коллектор сопла подается горячее. Головка камеры сгорания служит для подачи распыленных компонентов топлива в камеру сгорания и состоит из трех днищ (одного сферического и двух плоских), которые образуют полость окислителя и горючего. Между плоскими днищами установлены 248 двухкомпонентных форсунок. В центре головки расположены 88 форсунок повышенного расхода (20 струйных и 68 центробежных) и 112 центробежных форсунок малого расхода, а по периферии головки — 48 центробежных форсунок завесы.

Турбонасосный агрегат предназначен для создания необходимого давления компонентов топлива и подачи их в камеру сгорания двигателя и газогенератор ТНА.

Технические данные ТНА (при максимальной тяге)

Давление перед насосом окислителя	4 кг/см ²
Давление перед насосом горючего	2,3 кг/см ²
Давление за насосом окислителя	97,5 кг/см ²
Давление за насосом горючего	121 кг/см ²
Число оборотов турбины	16 990 об/мин
Мощность турбины	644,7 л. с.

ТНА состоит из двух центробежных насосов (окислителя и горючего) и газовой турбины, являющейся приводом насосов. Насосы О и Г по конструкции одинаковы и отличаются только размерами рабочего колеса. В насосе окислителя перед рабочим колесом дополнительно установлен осевой насос шнекового типа, который обеспечивает повышение давления окислителя на входе в насос, чем исключается появление кавитации.

Газовая турбина — одноступенчатая, активная. При запуске ЖРД до вступления в работу газогенератора турбина запускается пороховыми газами, поступающими из пусковой камеры.

Газогенератор (ГГ) ТНА предназначен для получения рабочего газа с необходимыми параметрами, обеспечивающими надежную работу газовой турбины ТНА.

Технические данные газогенератора (при максимальной тяге)

Давление в камере ГГ	53,4 кг/см ²
Расход окислителя	0,685 кг/сек
Расход горючего	1,041 кг/сек
Соотношение расхода компонентов К	0,66

Газогенератор ТНА — жидкостный, двухкомпонентный. Он работает на тех же компонентах топлива, что и ЖРД. Конструктивно газогенератор состоит из головки и цилиндрической камеры сгорания.

Головка ГГ имеет три днища (два плоских и одно сферическое), образующих полость горючего и полость окислителя. В первое плоское днище установлены 42 форсунки горючего, а 13 форсунок окислителя проходят через оба плоских днища и закрепляются во втором плоском днище. Все форсунки — однокомпонентные, центробежного типа. Газогенератор охлаждается горючим, которое проходит в зазоре между цилиндрами камеры сгорания. Окислитель поступает непосредственно в головку газогенератора. Соотношение компонентов топлива в ГГ подобрано таким образом, что температура получаемого газа не превосходит +900°С, что обеспечивает надежную работу турбины.

Стабилизатор газогенератора (рис. 160) предназначен для поддержания постоянного соотношения расхода компонентов топлива (К), подаваемых в газогенератор ТНА, на всех режимах работы ЖРД. Постоянство К обеспечивается стабилизатором путем поддержания равенства давлений окислителя и горючего перед газогенератором. Стабилизатор установлен на линии горючего, поступающего в газогенератор.

Стабилизатор состоит из золотника 2 (чувствительный элемент) и серводросселя 3 (исполнительный элемент).

Принцип работы стабилизатора следующий.

Горючее из насоса ТНА подводится к штуцеру А, дросселируется в кольцевой щели между корпусом и головкой серводросселя 3 и из штуцера В направляется в газогенератор. Небольшая часть горючего от штуцера В отводится в полость В золотника 2, где воздействует на мембрану 1 и через щель между мембраной и торцом золотника поступает по каналу золотника в надпоршневую полость серводросселя и далее через жиклер поршня серводросселя и канал иглы серводросселя на слив (на вход насоса Г). В полость Г золотника подводится окислитель, подаваемый в газогенератор от регулятора тяги. Когда давление горючего перед газогенератором равно давлению окислителя, что соответствует работе двигателя ЖРД на режиме, на который настроен золотник стабилизатора, мембрана 1 занимает положение, определяе-

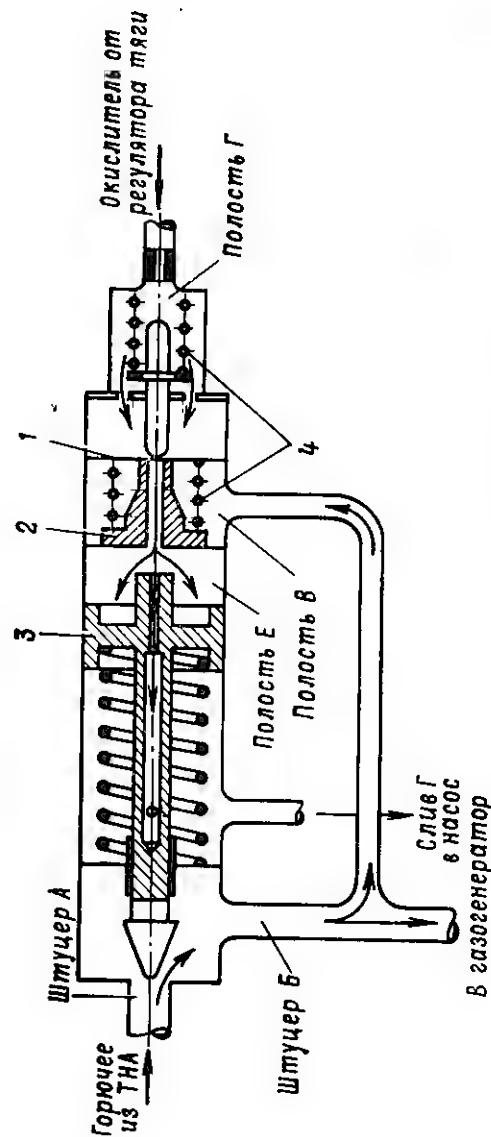


Рис. 160. Схема стабилизатора газогенератора

мое только усилием пружин 4. При этом зазор между мембраной и торцом золотника такой, что давление в надпоршневой полости Е серводросселя обеспечивает уравнивание сил, действующих на иглу серводросселя.

При изменении режима работы ЖРД, когда равенство давлений горючего и окислителя нарушается (например, давление горючего становится выше давления окислителя), мембрана 1 под действием разности давлений получит дополнительный прогиб в сторону полости Г окислителя и щель между торцом золотника 2 и мембраной 1 увеличится. Это приведет к увеличению давления в надпоршневой полости серводросселя, который переместится влево, в результате чего уменьшится проходное сечение для горючего, а значит, уменьшится и давление горючего на выходе из стабилизатора. Уменьшение давления горючего будет происходить до тех пор, пока давление горючего не сравняется с давлением окислителя перед газогенератором. При этом мембрана 1 вернется в положение, близкое к первоначальному.

Стабилизатор камеры сгорания предназначен для поддержания постоянного соотношения расходов компонентов топлива К, подаваемых в камеру сгорания ЖРД, на всех режимах работы двигателя и при всех допустимых отклонениях параметров двигательной установки от номинальных значений. Стабилизатор установлен на линии горючего камеры сгорания. Постоянство К обеспечивается путем поддержания равенства давлений окислителя и горючего перед настроечными шайбами камеры сгорания за счет дросселирования горючего, нагнетаемого насосом в камеру сгорания.

По устройству и принципу работы стабилизатор камеры сгорания аналогичен стабилизатору газогенератора.

Пусковая камера с предохранительным клапаном предназначена для первоначальной раскрутки турбины ТНА в момент пуска ЖРД, прорыва мембран клапанов пуска О и Г и включения регулятора тяги для управления тягой двигателя. Пусковая камера представляет собой стальной цилиндр, внутри которого размещена пороховая шашка весом 0,7 кг с воспламенителем из дымного пороха. В дно пусковой камеры ввернут предохранительный клапан с пиропатроном, который предназначен для исключения преждевременного запуска пусковой камеры до начала работы стартовых двигателей.

Клапаны пуска О и Г установлены на трубопроводах окислителя и горючего на входе в насосы ТНА и предназначены для разделения полостей баков О и Г и насосов при хранении ракеты и для открытия доступа компонентам топлива из баков в насосы в момент запуска ЖРД.

Регулятор тяги с исполнительным механизмом предназначен для установки заданной программы рабо-

ты ЖРД, поддержания заданной постоянной тяги ЖРД при работе на максимальном или минимальном режиме и для изменения тяги двигателя в полете по заданной программе.

Постоянство тяги ЖРД на режиме обеспечивается поддержанием постоянного давления в камере сгорания, т. е. поддержкой пропорциональности между давлением газов в камере сгорания и тягой ЖРД.

Изменение тяги ЖРД по заданной программе производится путем изменения настройки регулятора тяги с помощью исполнительного механизма, в результате чего регулятор тяги уменьшает поступление окислителя в газогенератор ТНА. Соответственно изменению поступления окислителя стабилизатор газогенератора изменяет поступление горючего в газогенератор (см. работу стабилизатора газогенератора). Изменение режима работы газогенератора приводит к изменению режима работы газовой турбины, а значит, и производительности насосов О и Г ТНА. При этом уменьшается поступление компонентов топлива в камеру сгорания и, как следствие, уменьшается тяга ЖРД.

Регулятор тяги (рис. 161) конструктивно выполнен из следующих основных элементов:

- золотника 3, который является чувствительным элементом; он выдает управляющее давление окислителя на серводроссель в зависимости от величины давления в камере сгорания и в соответствии с заданной программой работы ЖРД;

- серводросселя 2, который является исполнительным элементом, изменяющим поступление окислителя в газогенератор путем изменения своего проходного сечения;

- мембраны 4, воспринимающей давление газов из камеры сгорания ЖРД и усилие пружины 7;

- профилированного кулачка 6, задающего команды на перемещение мембраны 4 и золотника 3;

- рычага с роликом 5, который обкатывается по профилированной поверхности кулачка 6 и изменяет натяг пружины 7;

- разгрузочного устройства, которое предназначено для разгрузки кулачка от усилия пружины 7 золотника до запуска ЖРД.

Исполнительный механизм регулятора тяги осуществляет управление регулятором тяги как в режиме предстартовой подготовки, устанавливая заданную программу, так и в полете, изменяя настройку регулятора тяги в соответствии с заданной программой. (Подробно устройство исполнительного механизма рассмотрено в разделе «Электрооборудование борта»).

Принцип работы регулятора тяги следующий.

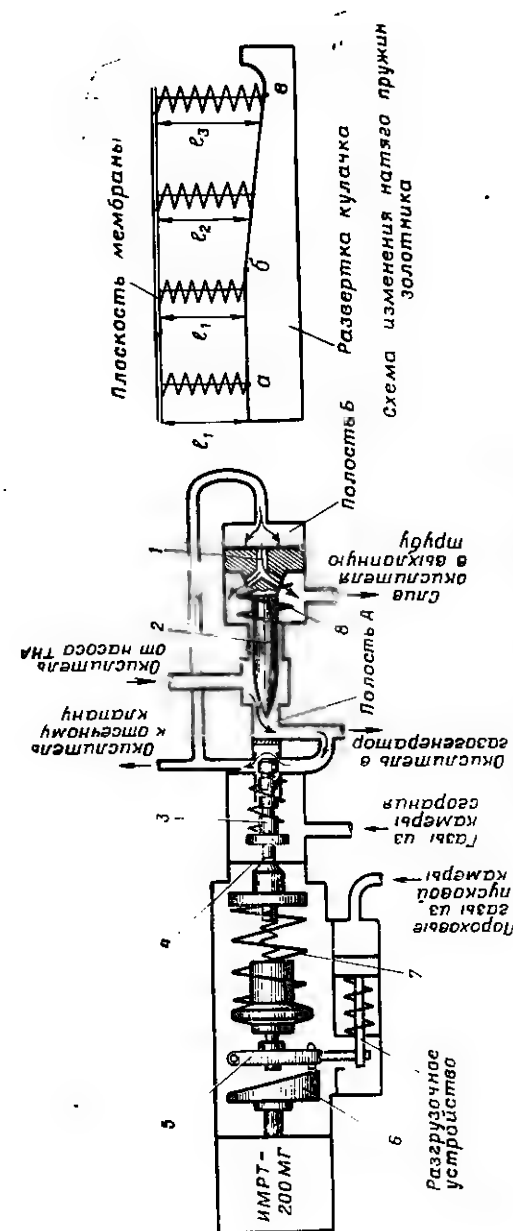


Рис. 161. Схема регулятора тяги

В период предстартовой подготовки по командам ЦВМ РПЦ, проходящим через кабину К-ЗМ, ИМРТ-200МГ разворачивает кулачок 6 регулятора тяги в такое положение, которое соответствует выбранной программе и заданной начальной тяге двигателя.

При запуске ЖРД (в полете ракеты) пороховые газы из пусковой камеры ТНА поступают под поршень разгрузочного устройства и перемещают его до освобождения рычага с роликом 5, который под действием пружины 7 золотника прижимается к кулачку 6 в точке, соответствующей заданной начальной тяге и программе работы ЖРД.

После запуска ЖРД, когда сработает сигнализатор давления 2С-15А (при достижении давления горючего в рубашке охлаждения камеры сгорания 15 кг/см^2), включается в работу ИМРТ-200МГ, который начинает разворачивать кулачок 6 с небольшой постоянной скоростью. В начале вращения кулачка, когда ролик рычага прижимается к кулачку на участке *аб*, натяг пружины 7 золотника постоянен и мембрана 4 золотника находится в равновесии. Между прижатым к мембране плунжером золотника 3 и корпусом образуется кольцевая щель, через которую проходит окислитель под поршень серводросселя 2. При этом серводроссель будет находиться в равновесии под действием сил давления окислителя и пружины 8 и расход окислителя через серводроссель в газогенератор будет постоянным, а следовательно, и тяга ЖРД будет постоянна и равна 10 000 кг.

При дальнейшем вращении кулачка ролик попадает на участок *бв* кулачка, при этом натяг пружины 7 начинает уменьшаться и сила, действующая на мембрану 4 со стороны пружины, уменьшается. Мембрана прогибается в сторону увеличения кольцевой щели между плунжером золотника 3 и корпусом. В результате этого давление окислителя на выходе золотника и под поршнем серводросселя возрастет. Серводроссель переместится влево и прикроет проходное сечение для окислителя, поступающего в газогенератор. Расход окислителя в газогенератор уменьшится, что приведет в конечном итоге к уменьшению тяги ЖРД (происходит плавное снижение тяги). Снижение тяги двигателя происходит в зависимости от выбранной программы либо до момента полной выработки топлива, либо до стопорения кулачка. Положение ролика на участке кулачка *аб* соответствует тяге 10 000 кг, на участке *бв* — изменению тяги от 10 000 до 3200 кг; застопоренному положению кулачка соответствует тяга 3200 кг.

При работе на режиме быстрого снижения (спада) тяги золотник 3 регулятора тяги полностью закрыт, так как натяг пружины 7 золотника соответствует режиму максимальной тяги, а давление в камере сгорания непрерывно умень-

шается. При этом серводроссель управляется золотником спада системы быстрого спада тяги.

Система быстрого снижения тяги (с пада тяги) предназначена для быстрого перехода с максимального режима работы двигателя на минимальный режим при работе по первой основной программе. Команда на спад тяги выдается с программного механизма ПМК-60Д через 43,5 сек с момента запуска ЖРД. Спад тяги происходит по закону, изображенному на рис. 158, б.

В состав системы спада тяги входят следующие элементы (рис. 162): золотник спада 29, перепускной воздушный клапан 26, отсечный клапан 30 и воздушный бачок (ресивер) 27.

Золотник спада установлен параллельно золотнику регулятора тяги и предназначен для выдачи управляющего давления окислителя на серводроссель на режиме быстрого спада тяги и на последующем за спадом минимальном режиме.

Перепускной воздушный клапан предназначен для отсечки системы спада тяги от воздушной системы ракеты, подачи воздуха из системы спада тяги в отсечный клапан для его открытия и стравливания воздуха из ресивера и золотника спада при быстром спаде тяги двигателя. Клапан срабатывает от пиропатрона ДП1-2 по команде с программного механизма ПМК-60Д.

Отсечный клапан установлен на линии окислителя, соединяющей золотник спада и серводроссель регулятора тяги, и предназначен для подключения золотника спада к серводросселю регулятора тяги по команде на быстрый спад тяги.

Воздушный бачок (ресивер) является дополнительной емкостью запаса сжатого воздуха, необходимого для работы золотника спада.

Газовый демпфер предназначен для смягчения динамического удара пороховых газов на поршень разгрузочного устройства регулятора тяги при запуске ЖРД.

Тормозные бачки, представляющие собой обыкновенные емкости, обеспечивают необходимую последовательность поступления компонентов топлива в камеру сгорания ЖРД и газогенератор.

Выхлопная труба предназначена для отвода отработавшего в турбине ТНА газа, при истечении которого создается дополнительная сила тяги. При работе ЖРД на максимальном режиме создается дополнительная сила тяги 130 кг, а при работе на минимальном режиме — 21 кг. На выхлопной трубе имеется штуцер, соединенный с трубкой слива окислителя из регулятора тяги.

Топливная система ДУ предназначена для размещения и хранения на борту ракеты необходимого запаса компонентов топлива и подачи его в ЖРД и газогенератор БИП.

В состав топливной системы входят топливные баки окислителя и горючего и трубопроводы подачи топлива и дренажирования.

В баках О и Г установлены: заборники шарнирного типа, мембранные узлы, заправочно-дренажные и сливные горловины. (Подробно конструкция баков изложена в разделе «Планер ракеты».)

Окислитель АК-27П представляет собой легколетучую жидкость красно-бурого цвета и является раствором окислов азота в концентрированной азотной кислоте с добавкой ингибиторов (плавиковой и фосфорной кислот).

Химический состав окислителя АК-27П:

Азотная кислота HNO_3	Не менее 69,7%
Окислы азота (в пересчете на N_2O_4)	24—28%
Плавиковая кислота HF	0,3—0,5%
Фосфорная кислота H_3PO_4	0,05—0,15%
Вода H_2O	0,7—1,7%

Физические свойства окислителя характеризуются следующими данными:

Удельный вес при температуре +15°С	1,610 г/см ³
Температура кипения при атмосферном давлении (в зависимости от содержания воды и окислов азота)	44,6—49,5°С
Температура замерзания (в зависимости от содержания воды и окислов азота)	От —55,4 до —61°С

Горючее ТГ-02 представляет собой легкоподвижную маслянистую жидкость от желтого до темно-коричневого цвета со специфическим запахом и является смесью технических изомерных ксилидинов и технического триэтиламина.

Химический состав горючего ТГ-02:

Изомерные ксилидины	50 ± 2%
Суммарное содержание триэтиламина $(\text{C}_2\text{H}_5)_3\text{N}$ и диэтиламина $(\text{C}_2\text{H}_5)_2\text{NH}$	50 ± 2% (диэтиламина не более 1,6%)
Вода	Не более 0,5%
Механические примеси	Не более 0,01%

Физические свойства горючего характеризуются следующими данными:

Удельный вес при температуре +15°С	0,845 г/см ³
Температура начала кипения при нормальном давлении	83—85°С
Температура полного замерзания	От —89 до —103°С

Воздушная система ДУ предназначена для создания наддува баков О и Г, обеспечивающего подпор компонентов топлива на входе в насосы ТНА, и для подачи сжатого воздуха в воздушную систему БИП.

В состав воздушной системы ДУ входят следующие элементы (рис. 162): зарядный блок 49 и 50, шар-баллон 57, пироклапан пуска 8, автоклапан отсечки 53, арматурный блок 54, воздушный фильтр 52 и система трубопроводов.

Зарядный блок предназначен для зарядки шар-баллона сжатым воздухом (для стравливания воздуха из шар-баллона) и контроля за давлением в шар-баллоне при зарядке его и хранении ракеты. Он состоит из зарядного крана и контрольного манометра МВУ-400Ш.

Шар-баллон, имеющий емкость 42 л, предназначен для хранения на борту ракеты необходимого запаса сжатого воздуха давлением 230—395 атм.

Пироклапан пуска обеспечивает открытие доступа сжатого воздуха из шар-баллона в воздушную систему БИП и к газовому затвору в момент пуска ракеты.

Автоклапан отсечки обеспечивает автоматическую отсечку подачи сжатого воздуха из шар-баллона в арматурный блок (на наддув баков) при снижении давления в шар-баллоне до 50 атм.

Арматурный блок служит для понижения давления сжатого воздуха, поступающего из шар-баллона на наддув баков (до 9 кг/см² для наддува бака О и до 7,5 кг/см² для наддува бака Г). Он состоит из редуктора, обратных клапанов О и Г и предохранительного клапана.

Воздушный фильтр служит для очистки сжатого воздуха от случайных механических примесей размером не менее 0,2 мм.

Топливная система БИП (рис. 162) предназначена для хранения запаса компонентов топлива на борту ракеты в бачках О и Г БИП и для подачи компонентов топлива в газогенератор БИП во время его работы. При работе ЖРД газогенератор БИП получает питание от ТНА ЖРД. Газогенератор БИП работает на тех же компонентах топлива, что и ЖРД.

В состав топливной системы БИП входят: бачки О 1 и Г 58 с дренажными кранами 2 и 10, две мембраны свободного прорыва 18, два мембранных узла О 15 и Г 24 с принуди-

тельным прорывом мембран, четыре обратных клапана О и Г 11, 12, 16 и 17, два пироклапана отсечки О и Г 13 и 14, два клапана отсечки О и Г 22 и 23 и система трубопроводов.

Бачки О и Г являются отдельными емкостями для хранения компонентов топлива БИП. По конструкции бачки одинаковы и отличаются только размерами: емкость бачка О 7 л, емкость бачка Г 17 л. Каждый бачок имеет дренажный кран, через который производится дренажирование бачка при заправке.

Мембраны свободного прорыва предназначены для герметичного перекрытия трубопроводов, соединяющих топливные магистрали БИП с ТНА ЖРД. Мембраны прорываются компонентами топлива при запуске ЖРД, когда давление на выходе из насосов ТНА достигнет 20 кг/см².

Мембранные узлы О и Г с принудительным прорывом мембран служат для герметичного перекрытия трубопроводов, соединяющих бачки О и Г БИП с РПДК. Мембраны прорываются давлением сжатого воздуха, поступающего от редуктора БИП в момент пуска ракеты.

Обратные клапаны О и Г установлены в топливных магистралях, соединяющих бачки О и Г БИП и насосы ТНА с РПДК. В каждой магистрали установлено по два обратных клапана (два на линии О и два на линии Г), которые обеспечивают подачу компонентов топлива в РПДК и газогенератор БИП либо от бачков О и Г, либо от насосов ТНА ЖРД.

Пироклапаны отсечки О и Г предназначены для отсечки компонентов топлива, поступающих в РПДК и газогенератор БИП при аварийном пуске ракеты. Оба пироклапана по конструкции одинаковы, за исключением того, что к пироклапану отсечки О подведена дополнительная воздушная магистраль от редуктора БИП, предназначенная для продувки топливной магистрали О от пироклапана до газогенератора БИП после отсечки компонентов топлива при аварийном пуске ракеты.

Клапаны отсечки О и Г предназначены для перекрытия топливных магистралей, соединяющих бачки О и Г БИП с основными баками ракеты, при запуске БИП. При заправке основных баков ракеты компонентами топлива через клапаны отсечки окислитель и горючее из топливной системы ДУ поступают в бачки О и Г БИП.

Воздушная система БИП (рис. 162) служит для принудительной подачи компонентов топлива из бачков О и Г БИП к РПДК под давлением 50 кг/см². Кроме того, от воздушной системы БИП сжатый воздух подается на сброс заглушек ППД и ПСД, в воздушную систему быстрого спада тяги и в коробку ПО-500СЧ для закрытия створок.

В состав воздушной системы БИП входят: редуктор

БИП 5, воздушный фильтр 4, предохранительный клапан 19, пироклапан сброса 6 с горловиной сброса 7, две мембраны свободного прорыва 3 и 21, обратный клапан 25 и коллектор с системой трубопроводов 20.

Редуктор БИП предназначен для понижения давления сжатого воздуха, поступающего из шар-баллона в воздушную систему БИП, до давления 50 кг/см². Редуктор имеет обратную связь для поддержания на выходе постоянного давления.

Воздушный фильтр служит для очистки сжатого воздуха, поступающего из шар-баллона в редуктор БИП, от случайных механических примесей размером не менее 0,2 мм.

Предохранительный клапан служит для срабатывания избыточного давления сжатого воздуха, поступающего в разделители бачков О и Г БИП, в атмосферу. Предохранительный клапан установлен на трубопроводе обратной связи редуктора и отрегулирован на срабатывание при повышении давления за редуктором БИП свыше 54 кг/см².

Пироклапан сброса с горловиной сброса предназначен для отсечки сжатого воздуха, поступающего в разделители бачков О и Г БИП, и для сброса сжатого воздуха из шар-баллона в атмосферу через горловину сброса при аварийном пуске ракеты.

Мембраны свободного прорыва установлены на входе в разделители бачков О и Г БИП и обеспечивают герметизацию разделителей бачков, а также предохраняют воздушные магистрали от возможного проникновения в них компонентов топлива при неисправностях диафрагм бачков, возникающих при хранении и транспортировке ракеты. Мембраны прорываются при достижении давления в воздушной магистрали 20 кг/см².

Обратный клапан служит для поддержания необходимого давления в воздушной системе быстрого спада тяги ЖРД, обеспечивающего заданный градиент спада тяги.

Коллектор с системой трубопроводов обеспечивает распределение сжатого воздуха, поступающего из редуктора БИП ко всем агрегатам воздушной системы БИП.

Газовая система ДУ предназначена для открытия газового затвора, вскрытия мембран мембранных узлов баков О и Г и открытия предохранительного клапана пусковой камеры ЖРД пороховыми газами, поступающими от верхнего стартового двигателя.

В состав газовой системы входят: газовый разъем, газовый затвор 51 и трубопроводы.

Газовый разъем обеспечивает герметичное соединение газовых магистралей верхнего СД и II ступени ракеты и разъединение их при сбросе СД.

Газовый затвор служит для открытия доступа воздуха из шар-баллона в арматурный блок воздушной системы ДУ после запуска стартовых двигателей.

Работа двигательной установки

(Рис. 162)

Работа ДУ в режиме предстартовой подготовки

В период предстартовой подготовки ракеты ЦВМ РПЦ рассчитывает время работы ЖРД ($t_{дв}$) при полете ракеты до предполагаемой точки встречи ракеты с целью. Это время в виде управляющего напряжения через кабину К-3М вводится в исполнительный механизм регулятора тяги (ИМРТ-200МГ) и поступает на двигатель установки программы, который разворачивает кулачок регулятора тяги в положение, соответствующее началу заданной программы работы ЖРД.

Работа ДУ в режиме «Пуск»

При нажатии кнопки ПУСК (в кабине К-2) снимается управляющее напряжение с двигателя установки программы ИМРТ-200МГ и двигатель затормаживается, а кулачок регулятора тяги останавливается в заданном положении (в соответствии с началом программы работы ЖРД). Одновременно с этим от стартовой автоматики через отрывной разъем ОШ-2 выдается команда «+27 в» на подрыв пиропатрона пусковой камеры турбины БИП и на подрыв пиропатрона пироклапана пуска 8, который открывает доступ воздуха из шар-баллона к газовому затвору 51 и редуктору БИП 5. От редуктора БИП воздух давлением 50 кг/см^2 через пироклапан сброса 6 поступает:

- через мембраны свободного прорыва 3 и 21 в разделители бачков О и Г БИП для вытеснения компонентов топлива;

- в мембранные узлы с принудительным прорывом мембран 15 и 24 для их открытия, в результате чего соединяются топливные магистрали бачков О и Г БИП с РПДК и газогенератором БИП;

- в приемники полного давления (ППД) и приемники статического давления (ПСД) для сброса заглушек;

- через обратный клапан 25 в воздушную систему быстрого спада тяги;

- в клапаны отсеки О и Г 22 и 23, которые, срабатывая, перекрывают топливные магистрали, соединяющие бачки О и Г БИП с основными баками ракеты;

- к пироклапану отсеки О 13;

- в коробку БП53 для закрытия створок.

При подрыве пиропатрона пусковой камеры турбины БИП происходит воспламенение пороховой шашки и образующимися газами турбина БИП выводится на номинальный режим (пороховая шашка горит $0,5 \text{ сек}$). Воздух, поступивший в разделители бачков О и Г, выдавливает из них компоненты топлива, которые, пройдя через открытые мембранные узлы О 15 и Г 24, открывают обратные клапаны 11 и 12 и, пройдя через пироклапаны отсеки О 13 и Г 14, поступают в РПДК и далее в газогенератор БИП. Происходит запуск БИП, который через 2 сек выходит на номинальный режим.

После перехода борта ракеты на электропитание от БИП со стартовой автоматики выдается команда «+27 в» на подрыв пиропатронов ДП1-2Ш стартовых двигателей. Пиропатроны поджигают воспламенитель, который, сгорая, создает в камере сгорания СД давление и температуру, обеспечивающие зажигание порохового заряда двигателя. Газы, образующиеся при горении порохового заряда, истекают через сопло и создают силу тяги, обеспечивающую сход ракеты с ПУ и ее разгон до заданной скорости.

Работа ДУ в полете ракеты

В момент запуска СД пороховые газы от верхнего стартового двигателя через газовый разъем поступают в газовый затвор 51, в мембранные узлы баков О 56 и Г 48 и в предохранительный клапан пусковой камеры ТНА ЖРД 47. После открытия пороховыми газами газового затвора и прорыва мембран мембранных узлов баков О и Г сжатый воздух через воздушный фильтр 52 и автоклапан отсеки 59 поступает в арматурный блок 54, где редуцируется, и далее на наддув баков О и Г, создавая подпор компонентов топлива перед клапанами пуска О 40 и Г 41 на входе в насосы ТНА.

Пороховые газы, поступившие в предохранительный клапан пусковой камеры ЖРД, открывают его для прохода фронта пламени от пиропатрона к воспламенителю пусковой камеры ЖРД 46. При достижении ракетой скорости, соответствующей скоростному напору $P_q = 0,65 \text{ кг/см}^2$, срабатывают сигнализаторы давления СДУ4А-0,65 и замыкают электрическую цепь +27 в подрыва пиропатрона ДП1-2 пусковой камеры ЖРД, который, срабатывая, поджигает воспламенитель и пороховую шашку пусковой камеры запуска ТНА ЖРД. Пороховые газы, образующиеся при горении пороховой шашки, поступают:

- в турбину ТНА, раскручивая ее до 70% номинального числа оборотов;

— в клапаны пуска О 40 и Г 41, в которых вскрывают мембраны, открывая доступ компонентам топлива из баков к насосам ТНА;

— через газовый демпфер 39 в разгрузочное устройство регулятора тяги для снятия стопорения рычага с роликом, в результате чего ролик входит в соприкосновение с кулачком.

Турбина ТНА приводит в действие насосы, которые подаю́т под давлением топливо к агрегатам ЖРД. От насоса О 38 окислитель поступает в камеру сгорания ЖРД 36, в регулятор тяги 28 и стабилизатор камеры сгорания 44. Из регулятора тяги через тормозной бачок 31 окислитель поступает в газогенератор ТНА ЖРД 33 и стабилизатор газогенератора 32. Кроме того, от насоса О окислитель поступает в топливную систему БИП. От насоса Г 37 горючее поступает через стабилизатор камеры сгорания 44 по рубашке охлаждения в камеру сгорания ЖРД и через стабилизатор газогенератора 32 в газогенератор ТНА ЖРД, а также в топливную систему БИП. В газогенераторе компоненты топлива соединяются, при этом образуется парогаз, который поступает на лопатки турбины, обеспечивая необходимую производительность насосов О и Г.

В камере сгорания ЖРД окислитель и горючее самовоспламеняются и сгорают; образующиеся при этом газы, истекая через сопло, создают силу тяги. ЖРД выходит на режим заданной тяги.

При достижении давления горючего перед форсунками камеры сгорания ЖРД, равного 15 кг/см^2 , срабатывает сигнализатор давления 2С-15А 34, который замыкает электрическую цепь прохождения напряжения +27 в на электродвигатель исполнения программы исполнительного механизма регулятора тяги ИМРТ-200МГ. Электродвигатель вращает кулачок регулятора тяги с постоянной скоростью. Кулачок, вращаясь, изменяет настройку регулятора тяги, а значит, и тягу ЖРД по заданной программе.

Через 3—5 сек с момента старта ракеты происходит сброс стартовых двигателей и отсека № 7.

При запуске ЖРД, когда давление за насосами ТНА достигнет величины 20 кг/см^2 , компоненты топлива, поступающие из системы ДУ, прорвут мембраны О и Г 18 топливной системы БИП, а при достижении давления за насосами ТНА свыше 50 кг/см^2 откроют обратные клапаны 16 и 17 и одновременно закроют обратные клапаны 11 и 12, в результате чего БИП перейдет на питание от топливной системы ДУ.

В конце работы ЖРД, когда давление за насосами ТНА станет меньше 50 кг/см^2 , давлением компонентов топлива, поступающих из бачков О и Г БИП, откроются обратные клапаны 11 и 12, закроются обратные клапаны 16 и 17 и БИП снова перейдет на питание из бачков О и Г (пассивный участок полета ракеты).

Стабилизаторы камеры сгорания и газогенератора поддерживают постоянное соотношение расхода компонентов топлива в камере сгорания и газогенераторе на всех режимах работы ЖРД. Программирование тяги двигателя ЖРД осуществляется изменением количества окислителя, подаваемого в газогенератор ТНА, и одновременным соответствующим изменением количества горючего, поступающего из стабилизатора газогенератора в газогенератор ТНА. Количество окислителя, поступающего в газогенератор ТНА, зависит от положения ролика на кулачке регулятора тяги. С изменением режима работы газогенератора ТНА изменяется производительность насосов ТНА, а следовательно, и подача топлива в камеру сгорания двигателя ЖРД, что приводит к изменению тяги в соответствии с заданной программой.

В целях обеспечения наилучшего функционирования систем слежения и управления ракетой при подходе к цели в ЖРД производится быстрый спад тяги с 10 000 до 3200 кг. Спад тяги производится системой быстрого спада тяги при работе ЖРД по первой основной программе после срабатывания пиропатрона ДП1-2 перепускного клапана 26 от электрического импульса, выдаваемого через $43,5 \pm 1 \text{ сек}$ с момента запуска ЖРД (или через $45 \pm 1 \text{ сек}$ с момента старта ракеты) программным механизмом ПМК-60Д.

При подрыве ПП ДП1-2 перепускного клапана 26 прекращается подача воздуха от редуктора БИП 5 в систему быстрого спада тяги, а золотник спада 29 и ресивер 27 сообщаются с атмосферой через жиклер перепускного клапана. Одновременно воздух из ресивера поступает в отсеčný клапан 30, который срабатывает и открывает магистраль окислителя, соединяющую золотник спада 29 и подпоршневую полость серводросселя регулятора тяги 28. По мере срабатывания воздуха из-под мембраны золотника спада плунжер начинает перемещаться, и золотник открывается, увеличивая проходное сечение для окислителя. При этом под поршень серводросселя регулятора тяги окислитель будет поступать и через золотник спада, и через золотник регулятора тяги. В результате этого серводроссель регулятора тяги будет уменьшать проходное сечение и расход окислителя на газогенератор ТНА уменьшится. Мощность ТНА падает, уменьшается давление компонентов топлива за насосами и, следовательно, давление в камере сгорания и тяга ЖРД. Так как золотник регулятора тяги настроен на максимальный режим, то при уменьшении давления в камере сгорания золотник полностью закрывается. С этого момента времени серводроссель регулятора тяги будет управляться только золотником спада 29. Объем воздушных полостей ресивера и золотника спада и диаметр жиклера перепускного клапана подобраны таким образом, что изменение настройки золотника спада обеспечива-

ет спад тяги по заданному закону (см. рис. 158, б). По окончании стравливания воздуха из полостей золотника спада и ресивера настройка золотника спада будет соответствовать тяге ЖРД 3200 кг.

При падении давления в шар-баллоне до 50 кг/см² автоклапан отсеки 53 перекроет подачу воздуха в арматурный блок. Оставшееся в шар-баллоне количество воздуха обеспечивает подачу компонентов топлива из бачков О и Г БИП через РПДК в газогенератор БИП на всем пассивном участке полета ракеты.

ЖРД по всем программам работает до полной выработки одного из компонентов топлива.

Работа ДУ при аварийном пуске ракеты

При невыходе БИП на режим по цепи +27 в или при давлении гидросмеси в гидросистеме ниже 1,1 кг/см² стартовая автоматика выдает команду на подрыв пиропатронов пироклапанов отсеки О 13 и Г 14 и пироклапана сброса 6. Пироклапаны отсеки О и Г срабатывают и перекрывают подачу компонентов топлива из бачков О и Г БИП через РПДК в газогенератор БИП, а воздух, находящийся у пироклапана отсеки О 13, после срабатывания пироклапана продувает магистраль окислителя до турбины БИП и через выхлопную трубу турбины БИП сбрасывается в атмосферу.

Пироклапан сброса 6, срабатывая, перекрывает доступ воздуха из редуктора БИП в разделители бачков О и Г БИП и открывает выход воздуха из шар-баллона через редуктор БИП и горловину сброса 7 в атмосферу.

3. ГОЛОВКА САМОНАВЕДЕНИЯ 5Г23

Общая характеристика

Основным назначением головки самонаведения (ГСН) 5Г23 является выработка сигналов, из которых в счетно-решающем приборе и автопилоте формируются команды управления ракетой.

ГСН 5Г23 является головкой самонаведения полуактивного типа. Связь с наземной аппаратурой после пуска ракеты осуществляется через отраженный от цели сигнал непрерывного излучения радиолокатора подсвета цели.

Головка самонаведения после наведения ее на выбранную цель обеспечивает:

— автоматическое сопровождение цели по углам, автосопровождение и селекцию целей по скорости и дальности;

— формирование сигналов, из которых счетно-решающий прибор и автопилот вырабатывают команды управления ракетой;

— выработку сигналов, необходимых для работы радио-взрывателя;

— выработку сигналов, необходимых для работы контрольного радиоответчика.

Автоматическое сопровождение цели по углам и селекция целей по скорости и дальности в ГСН осуществляются соответствующими следящими системами (рис. 163). Селекция целей по скорости обеспечивается за счет использования эффекта Доплера путем применения узкополосной фильтрации принимаемых сигналов. Селекция целей по дальности осуществляется за счет фазокодовой манипуляции (ФКМ) излучаемого РПЦ сигнала.

Аппаратура ГСН состоит из трех основных блоков: гиросtabilизированной антенны КН-1, приемно-преобразовательного блока КН-2 и высокочастотного гетеродина КН-3 (рис. 164).

Гиросtabilизированная антенна состоит из приемной антенны отраженных сигналов КНА-1 и гиросtabilизированной платформы КСН1Д-2. В состав приемно-преобразовательного блока входят четыре блока: приемное устройство КНШ-2, блок сопровождения по скорости КНС-2, блок сопровождения по угловым координатам КНУ-2 и блок сопровождения по дальности КНД-2.

ГСН может работать на нескольких фиксированных частотах. Переход с одной фиксированной частоты на другую осуществляется путем замены в ГСН блока высокочастотного гетеродина КН-3; при переходе в другой поддиапазон частот заменяется и радиопрозрачный обтекатель.

Технические данные

1. Определение направления на цель производится на основе использования принципа пеленгации методом мгновенной равносигнальной линии (МРСЛ).

2. Ширина суммарной диаграммы направленности антенны составляет:

в плоскости курса — 5°50';

в плоскости тангажа — 5°.

3. Чувствительность приемного устройства ГСН при отношении $\frac{P_c}{P_{ш}} = 5$ дБ не менее 159 дБ/вт без ФКМ и 156 дБ/вт с ФКМ.

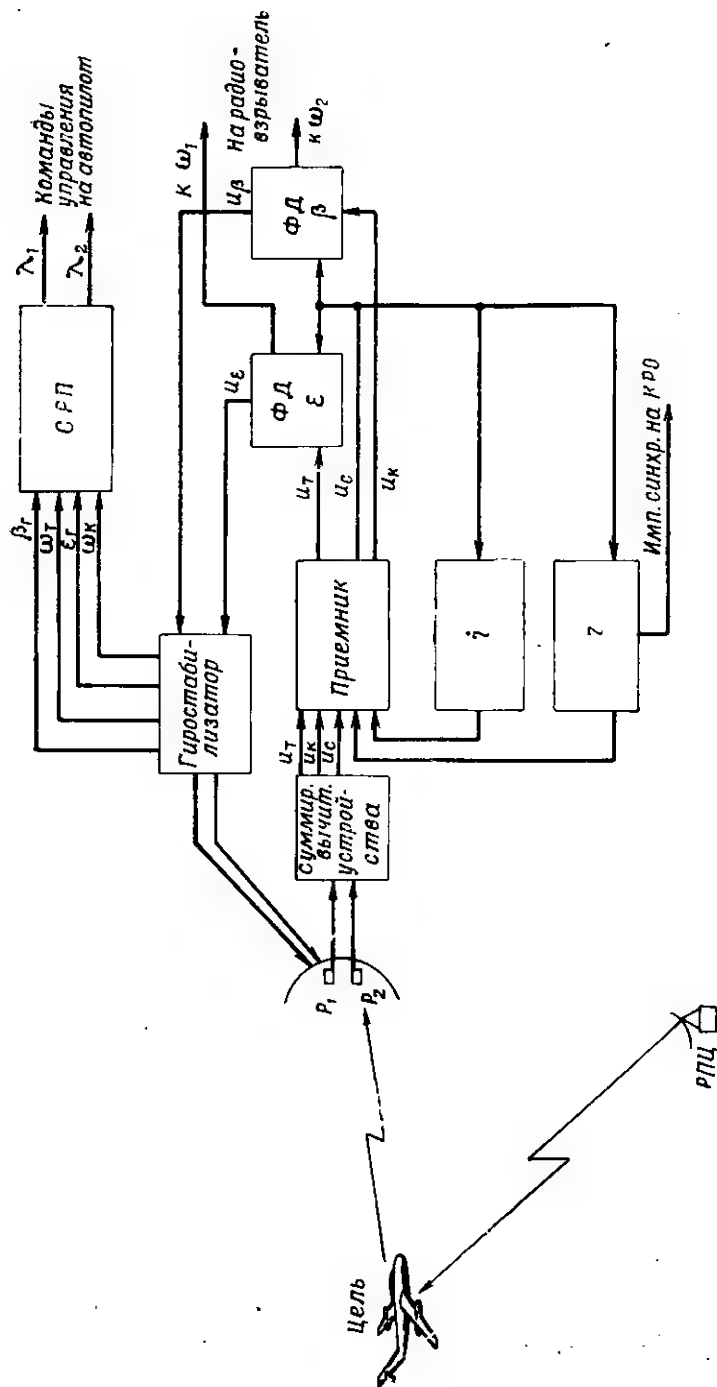


Рис. 163. Блок-схема головки самонаведения:

СРП — счетно-решающий прибор; ФД — фазовый детектор; ω — блоки следящей системы по дальности; β — блоки следящей системы по скорости

4. ГСН обеспечивает автоматическое сопровождение целей при скорости сближения ракеты с целью 100—3200 м/сек, при угловых скоростях цели до 5 град/сек и при селекции по дальности с неоднозначностью, равной 900 м.

5. Разрешающая способность ГСН по дальности и скорости составляет соответственно 60 м и 4 м/сек.

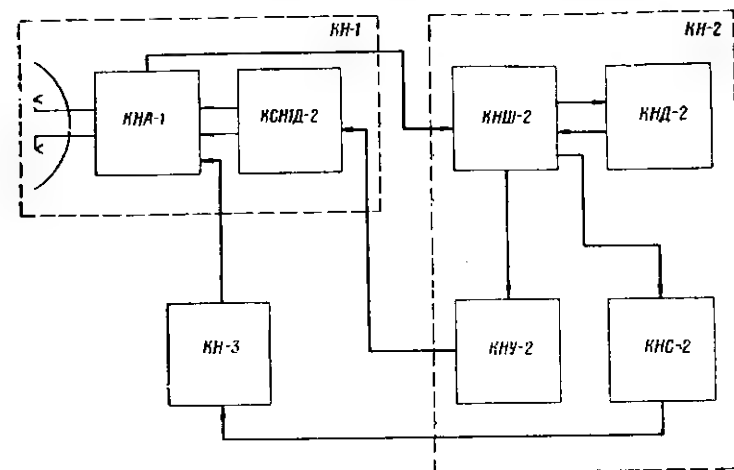


Рис. 164. Состав аппаратуры ГСН

Место ГСН в контуре управления ракетой

Задачей следящей системы автоматического сопровождения цели по угловым координатам является непрерывное слежение антенной ГСН за целью. Для обеспечения независимого положения антенной системы ГСН от пространственных колебаний ракеты антенна размещена на подвижном относительно корпуса ракеты основании — на трехосной гиростабилизированной платформе. Антенна ГСН наводится на цель по сигналам, пропорциональным угловому рассовещению $\Delta\beta$ между направлением на цель β_c и равносигнальным направлением β_A (рис. 165).

Вектор скорости ракеты для обеспечения оптимальной траектории движения ракеты к цели в зависимости от метода самонаведения может не совпадать с равносигнальным направлением антенны на величину угла упреждения β_r .

Для того чтобы осуществить самонаведение ракеты на цель, необходимо в каждый момент времени знать положение ракеты относительно цели. Положение ракеты относительно цели определяется расстоянием D между ракетой P и целью C и направлением линии ракета — цель, т. е. углами ε_d и β_d (рис. 166).

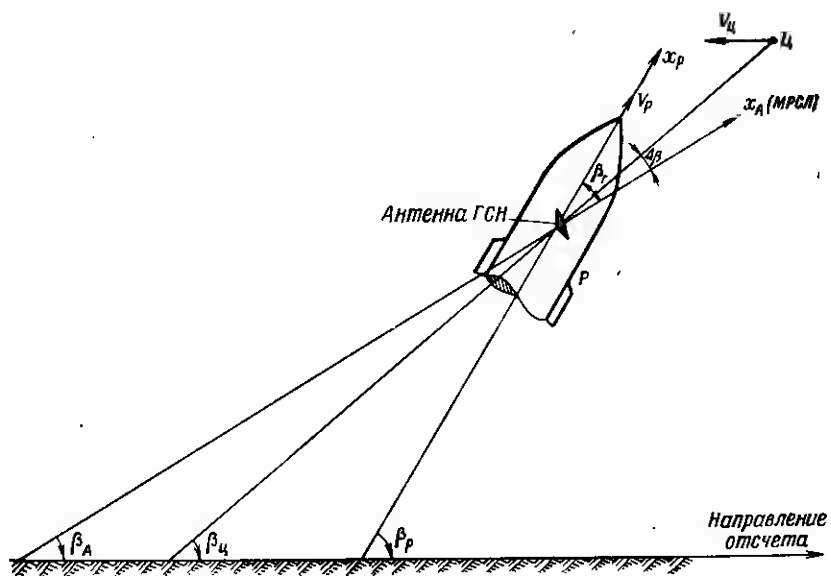


Рис. 165. К пояснению принципа сопровождения цели антенной ГСН

Для вычисления траектории полета ракеты к цели необходимо знать изменение этих координат во времени, т. е. $\epsilon_d = f(t)$, $\beta_d = f(t)$, $D = f(t)$.

Рассмотрим вертикальную плоскость самонаведения, в которой координатами ракеты относительно цели являются D и ϵ_d (рис. 167).

На рис. 167 для некоторого момента времени показаны линия ракета — цель D , вектор скорости цели $V_{ц}$ и вектор скорости ракеты V_p . Спроектировав вектор скорости цели и вектор скорости ракеты на линию ракета — цель и на перпендикуляр к ней, а также принимая во внимание очевидные геометрические соотношения, получим:

$$\begin{aligned} \dot{D} &= V_p \cos \epsilon_r + V_{ц} \cos \epsilon_d; \\ \dot{\epsilon}_d &= \frac{1}{D} (-V_p \sin \epsilon_r + V_{ц} \sin \epsilon_d), \end{aligned}$$

где $\dot{D}$ — скорость изменения расстояния ракета — цель;
 $\epsilon_r = \epsilon_{V_p}$ — текущий угол упреждения;
 ϵ_d — угловая скорость поворота линии ракета — цель;
 ϵ_{V_p} — угол места вектора скорости ракеты.

Полученные зависимости представляют собой кинематические уравнения траектории метода самонаведения.

Закон движения цели $V_{ц} = f(t)$ и скорость ракеты как функция времени $V_p = f(t)$ следует считать для каждого момента времени заданными. Неизвестными величинами в уравнениях являются D , ϵ_d , ϵ_{V_p} . Два уравнения не определяют однозначно эти три неизвестные величины.

Чтобы однозначно определить траекторию ракеты, необходимо к этим двум уравнениям добавить еще одно уравнение, связывающее в общем случае D , ϵ_d и ϵ_{V_p} , т. е. функцию вида

$$\varphi(D, \epsilon_d, \epsilon_{V_p}) = 0.$$

Вид этой функции определяет метод самонаведения ракеты на цель.

В системе С-200 используются следующие методы самонаведения:

- метод погони с постоянным углом упреждения;
- метод пропорционального сближения.

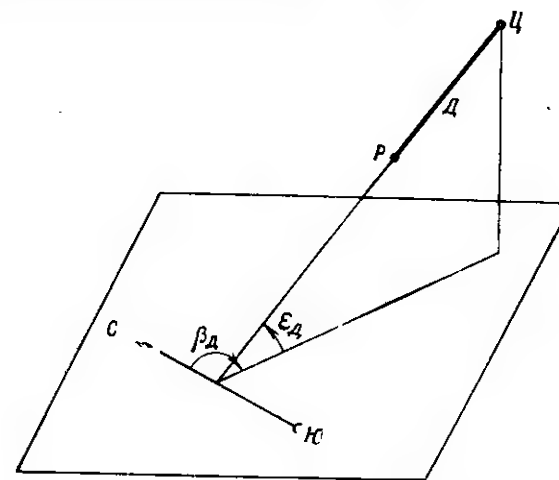


Рис. 166. К выводу кинематических уравнений

Метод пропорционального сближения является основным и используется на конечном участке траектории полета ракеты к цели.

Метод погони с постоянным углом упреждения применяется при стрельбе в дальнюю зону на начальном участке траектории до 30-й секунды полета ракеты (рис. 168). Применение этого метода в плоскости тангажа обеспечивает вывод ракеты после ее пуска в верхние, более разреженные слои атмосферы на высоту порядка 12 км.

В плоскости курса в зависимости от решения цифровой вычислительной машины задачи о точке встречи ракеты с

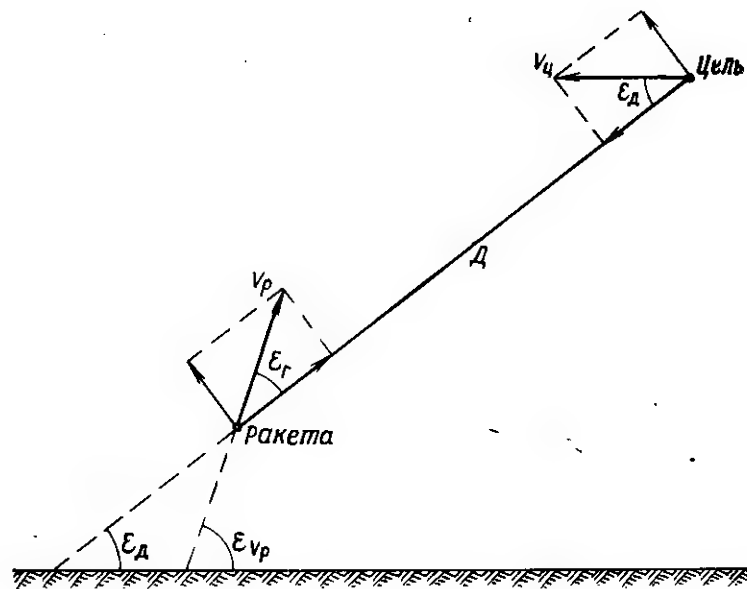


Рис. 167. К выводу кинематических уравнений траектории

целью может быть введено либо нулевое упреждение, либо постоянное упреждение. Для параметров $P > 0$ (см. рис. 104) и углов $\alpha \geq 10^\circ$ из ЦВМ выдается команда на упреждение вправо. По этой команде счетно-решающий прибор формирует упреждение $\beta_{г.} = -15^\circ$, вводимое в команду управления. Для $P < 0$ и $\alpha \geq 10^\circ$ формируется сигнал упреждения влево, соответствующий $\beta_{г.} = +15^\circ$.

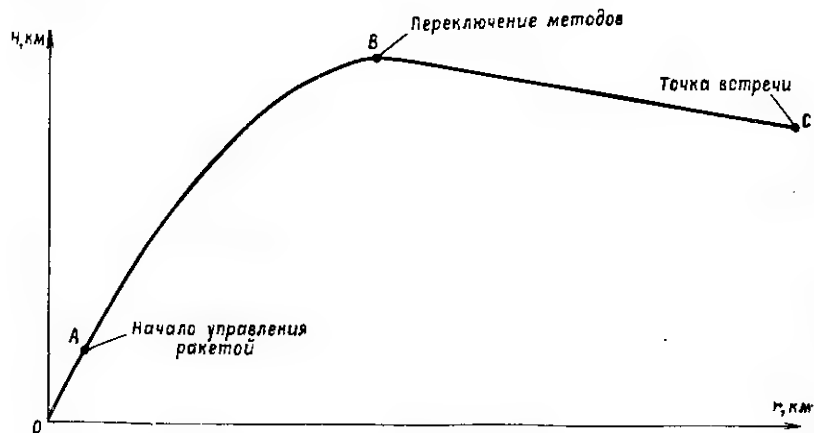


Рис. 168. Кинематическая траектория при комбинированном самонаведении: АВ — самонаведение с постоянным углом упреждения; ВС — самонаведение по методу пропорционального сближения

Если же угол $\alpha < 10^\circ$, то сигнал упреждения не вырабатывается и $\beta_{г.} = 0$.

Самонаведение можно рассматривать как процесс слежения ракеты за целью, а контур управления — как следящую систему (рис. 169). На вход этой системы подается управляющее воздействие, связанное с перемещением цели. Перемещение ракеты является реакцией контура на входное воздействие.

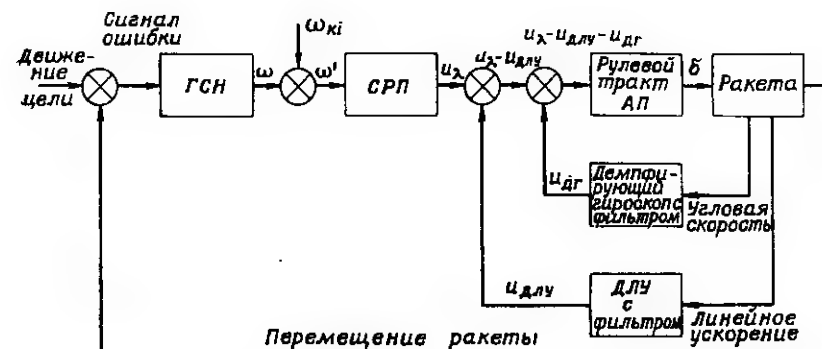


Рис. 169. Структурная схема самонаведения ракеты

На выходе головки самонаведения в зависимости от метода самонаведения образуются сигналы, пропорциональные либо угловой скорости линии визирования цели ω , либо величине угла между осью ракеты и линией визирования цели. Эти сигналы, преобразуемые в счетно-решающем приборе (СРП) в команды управления, поступают в автопилот ракеты и используются для управления приводными устройствами рулей. Отклонение рулей вызывает поворот ракеты вокруг центра тяжести; при этом воздействие аэродинамических сил приводит к изменению траектории ракеты таким образом, чтобы ошибка уменьшилась. Для стабилизации ракеты на траектории используются обратные связи с корпуса ракеты на рулевые органы по угловым скоростям и поперечным линейным ускорениям. Для обеспечения неискаженной информации об изменении положения линии ракета — цель за счет обтекателя, воздействия силы тяжести и продольного ускорения в команду управления вводятся через СРП компенсационные поправки ω_{hi} (необходимость их введения рассмотрена в разделе «Счетно-решающий прибор 5Э22»).

Таким образом, головка самонаведения является частью контура самонаведения, сигналы ее используются для управления рулями ракеты за счет сравнения перемещений цели и ракеты.

ГСН содержит две идентичные замкнутые следящие системы, непрерывно отслеживающие изменение угловых координат сопровождаемой цели в двух взаимно перпендикулярных плоскостях — курса и тангажа.

Принципы пеленгации целей по угловым координатам

Для определения направления на цель и получения сигнала ошибки в следящей системе автосопровождения цели по углам используется амплитудно-фазовое различие принимаемых сигналов антенной системой ГСН.

Антенна ГСН состоит из двух одинаковых полупараболических зеркал с двумя облучателями, разнесенными на расстояние d и разделенными металлическим экраном (рис. 170).

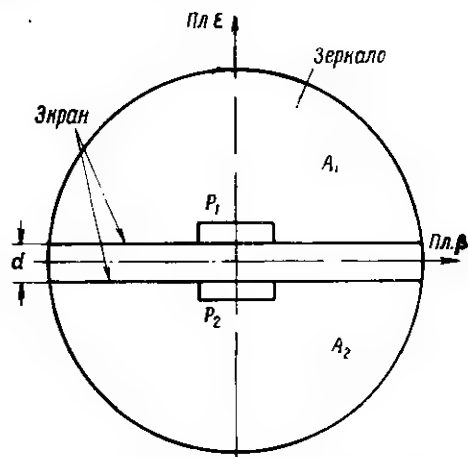


Рис. 170. К пояснению конструкции антенны ГСН

Размеры и конструкция облучателей позволяют возбудить в них (в зависимости от угла прихода отраженного сигнала) колебания типа H_{01} или H_{01} и H_{02} одновременно. При отклонении цели от МРСЛ только в плоскости тангажа (плоскости ϵ) отраженная энергия фокусируется зеркалом антенны на середину раскрыва облучателя и возбуждается волна H_{01} . При отклонении цели только в плоскости курса (плоскости β) в обоих рупорах возбуждаются одновременно волны H_{02} и H_{01} (рис. 171).

Для определения направления на цель в плоскости тангажа используется энергия волны H_{01} , а в плоскости курса — энергия волны H_{02} .

Для уяснения метода определения направления на цель в плоскости тангажа рассмотрим два случая.

1. Ось антенной системы X_A совпадает с линией ракета — цель (рис. 172). В этом случае рупоры P_1 и P_2 антенны будут

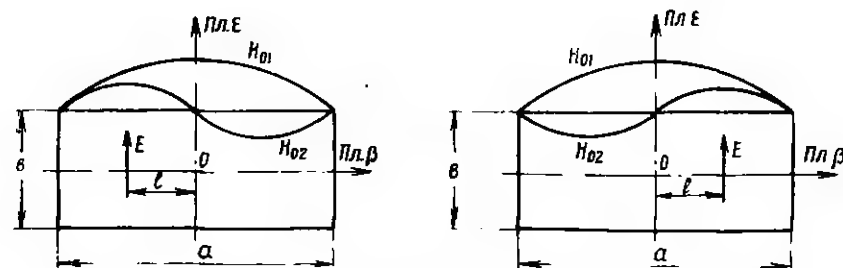


Рис. 171. Распределение амплитуд поля по раскрытию облучателя

принимать сигналы, отраженные от цели, с равными амплитудами и равными фазами:

$$u_{P_1} = u_m \sin \omega t;$$

$$u_{P_2} = u_m \sin \omega t,$$

где u_{P_1} — сигнал, принятый рупором P_1 ;

u_{P_2} — сигнал, принятый рупором P_2 ;

u_m — амплитуда принимаемых сигналов.

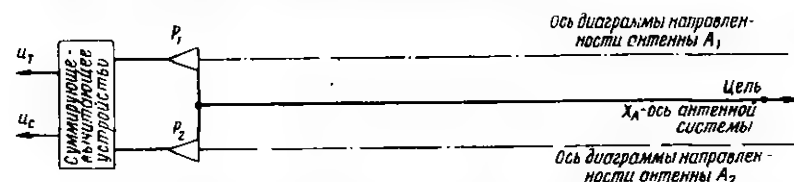


Рис. 172. К пояснению метода определения направления на цель в плоскости тангажа

Если сигналы, принятые рупорами P_1 и P_2 , подать на вычитающее устройство, то разностный сигнал тангажа будет равен нулю:

$$\bar{u}_T = \bar{u}_{P_1} - \bar{u}_{P_2} = 0.$$

Управляющее напряжение, формируемое по величине разностного сигнала, в данном случае также равно нулю ($u_e = 0$, см. рис. 163).

2. Ось антенной системы X_A не совпадает с линией ракета — цель (рис. 173, а). Цель сместилась в плоскости тангажа на угол $\Delta\epsilon$. Сигнал, принятый рупором P_1 (u_{P_1}), равен по амплитуде сигналу, принятому рупором P_2 (u_{P_2}), и отличается от него лишь фазовым углом φ (рис. 173, б), вызванным запаздыванием сигнала, принятого рупором P_2 , по отношению к сигналу, принятому рупором P_1 :

$$\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} d \sin \Delta\epsilon,$$

где λ — длина волны сигнала, отраженного от цели;
 $\Delta\epsilon$ — угол между линией ракета — цель и осью антенны;
 $d \sin \Delta\epsilon$ — линейное запаздывание сигнала, принятого рупором P_2 , по отношению к сигналу, принятому рупором P_1 .

Если оба сигнала u_{P_1} и u_{P_2} подать на вычитающее устройство, то амплитуда разностного сигнала будет пропорциональна фазовому углу φ и, следовательно, углу $\Delta\epsilon$.

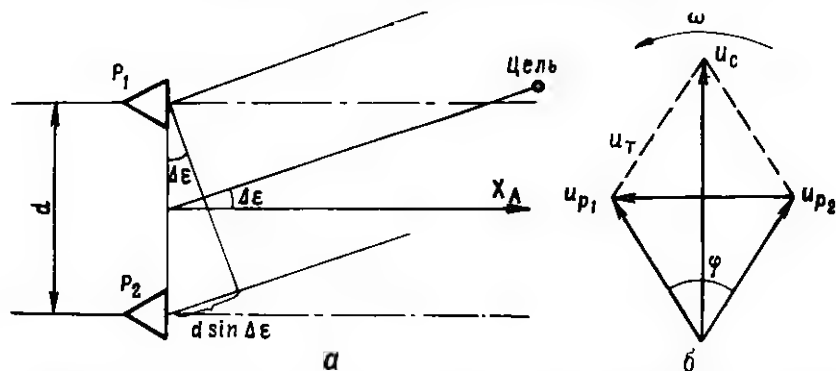


Рис. 173. К пояснению фазового метода определения направления на цель

В самом деле

$$\begin{aligned} u_T &= u_{P_1} - u_{P_2} = u_m \sin \omega t - u_m \sin (\omega t - \varphi) = \\ &= 2u_m \sin \frac{\varphi}{2} \cos \left(\omega t - \frac{\varphi}{2} \right) = U_T \cos \left(\omega t - \frac{\varphi}{2} \right), \end{aligned}$$

где $U_T = 2u_m \sin \frac{\varphi}{2}$ — амплитуда разностного сигнала.

Так как $\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} d \sin \Delta\epsilon$, а угол $\Delta\epsilon$ мал, то можно записать

$$U_T = 2u_m \sin \frac{\pi}{\lambda} d \sin \Delta\epsilon = 2u_m \sin \left(\frac{\pi}{\lambda} d \Delta\epsilon \right).$$

Отсюда видно, что в амплитуде разностного сигнала заключена информация о величине углового отклонения цели $\Delta\epsilon$ от оси антенны X_A .

Для получения знака отклонения цели от оси X_A в канал выработки управляющего напряжения вводится фазовый детектор (см. рис. 163). В качестве опорного сигнала в фазовом детекторе используется суммарный сигнал U_c , амплитуда которого равна

$$U_c = 2u_m \cos \frac{\varphi}{2}.$$

* Операции суммирования и вычитания осуществляются с помощью двойных волноводных тройников, размещенных на гиросtabilизированной антенне.

На выходе фазового детектора величина управляющего напряжения u_c пропорциональна амплитуде разностного сигнала (углу отклонения цели от оси X_A), а знак этого напряжения зависит от фазовых соотношений между разностным и суммарным сигналами (от направления отклонения цели от оси X_A).

Управляющее напряжение с фазового детектора поступает на гиросtabilизатор (см. рис. 163), который поворачивает антенну до совмещения оси X_A с целью. С помощью гиросtabilизатора антенна ГСН развязывается от корпуса ракеты. В противном случае колебания ракеты передавались бы на антенну, увеличивая ошибки сопровождения цели по угловым координатам.

Из рассмотренного выше можно сделать вывод, что для сопровождения цели головкой самонаведения по угловым координатам в одной плоскости необходимо иметь два приемных рупора (P_1 и P_2) и два канала приемника (разностный и суммарный).

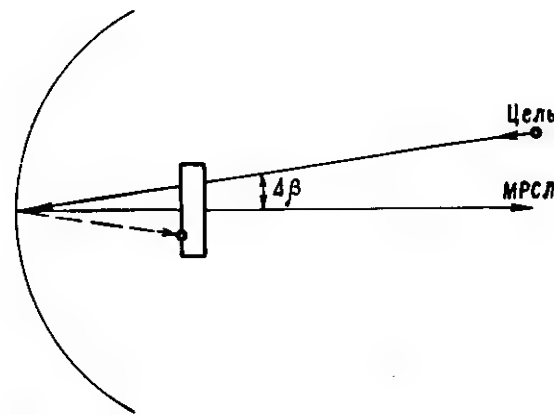


Рис. 174. К пояснению принципа пеленгации ($\Delta\beta \neq 0$)

Для определения направления на цель в плоскости курса в следящей системе по углам используется зависимость амплитуды возбужденной в рупорах P_1 и P_2 волны H_{02} от величины рассовмещения $\Delta\beta$ мгновенной равносигнальной линии антенны от направления на цель (рис. 171 и 174). При отклонении цели на величину $\Delta\beta$ электромагнитная энергия, отраженная от цели, фокусируется зеркалом антенны не в центр раскрыва рупора (рис. 174), а в точку, смещенную относительно центра на величину l (см. рис. 171). (Случай $\Delta\beta = 0$ показан на рис. 175.) В волноводе рупора возникают условия для возбуждения одновременно двух типов волн: H_{01} и H_{02} . Амплиту-

да волны H_{02} зависит от величины смещения l , а следовательно, и от величины углового рассовмещения $\Delta\beta$.

Таким образом, в зависимости от углового рассовмещения $\Delta\beta$ изменяется амплитуда возбужденной волны H_{02} в обоих

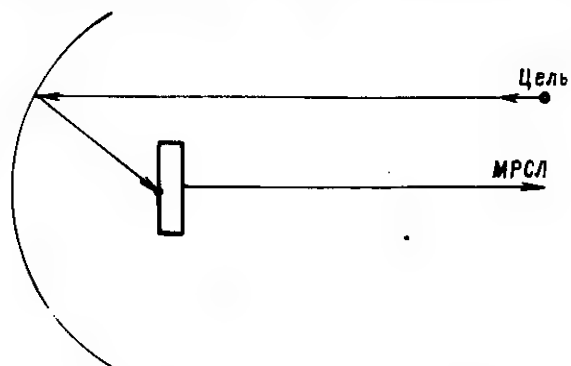


Рис. 175. К пояснению принципа пеленгации в плоскости курса ($\Delta\beta=0$)

рупорах антенной системы. В суммирующе-вычитающем устройстве сигналы рупоров P_1 и P_2 (см. рис. 163) суммируются в сигнал u_k , который используется в фазовом детекторе курса для выработки управляющего напряжения u_z , поступающего на гиростабилизатор.

При изменении знака рассовмещения ($-\Delta\beta$) фаза возбужденной волны H_{02} относительно волны H_{01} меняется скачком на 180° (см. рис. 171). Для изменения знака управляющего напряжения, поступающего на гиростабилизатор, в зависимости от знака рассовмещения между МРСЛ антенной системы и направлением на цель используется фазовый детектор. В качестве опорного сигнала на фазовый детектор курса, как и на фазовый детектор тангажа, поступает суммарный сигнал рупоров P_1 и P_2 .

Гиростабилизатор

Гиростабилизатор совместно с приемным устройством составляет систему автоматического сопровождения цели по угловым координатам, в которой приемное устройство выполняет функции измерителя угловых рассогласований между направлением на цель и МРСЛ антенны, а гиростабилизатор выполняет функции исполнительного устройства.

Гиростабилизатор предназначен:

- для развязки положения МРСЛ от пространственных колебаний ракеты вокруг центра тяжести;
- для управления положением МРСЛ;

— для выдачи сигналов, позволяющих осуществлять формирование сигналов управления ракетой.

Рассмотрим принцип работы гиростабилизатора в режимах стабилизации антенны в пространстве и управления положением антенны при наличии управляющих напряжений (u_z и u_z), поступающих с фазовых детекторов.

Работа гиростабилизатора в режиме стабилизации антенны ГСН

Гиростабилизатор представляет собой платформу с установленными на ней тремя двухстепенными гироскопами, укрепленную на карданном подвесе относительно корпуса ракеты (рис. 176). На гиростабилизированной платформе жестко закреплена антенна ГСН. Следовательно, относительно корпуса ракеты антенна ГСН имеет три степени свободы: вращение в плоскостях курса, тангажа и крена. На каждой из осей карданного подвеса установлены разгрузочные двигатели (РД).

Рассмотрим принцип стабилизации в плоскости тангажа (рис. 177).

Под стабилизацией антенны понимается подавление угловых перемещений антенны, возникающих при угловых перемещениях ракеты. При идеальной стабилизации угловое положение антенны ГСН остается неизменным по отношению к инерциальной системе координат при любых угловых движениях ракеты.

Предположим, что на платформу с укрепленной на ней антенной по оси OZ (в плоскости тангажа) действует внешний возмущающий момент $M_{\text{возм}}$. Возмущающий момент может быть вызван трением в осях платформы при колебаниях ракеты, несбалансированностью платформы и т. п. Для стабилизации антенны в каждой из трех плоскостей необходимо иметь устройство, которое создавало бы момент, противодействующий возмущающему моменту. Таким устройством в каждой плоскости является двухстепенный гироскоп, установленный на подвижной платформе, ось чувствительности которого (ось, перпендикулярная к оси вращения ротора и оси поворота рамки гироскопа) совпадает с направлением вектора возмущающего момента. При действии внешнего возмущающего момента рамка гироскопа будет прецессировать вокруг оси поворота рамки X_A с угловой скоростью $\omega_{\text{пр}}$, стремясь совместить вектор кинетического момента H с вектором возмущающего момента и развивая при этом движение гироскопический момент $\vec{M}_r = \vec{H} \times \vec{\omega}_{\text{пр}}$, равный и противоположно направленный возмущающему моменту. Следовательно, поворота платформы, а вместе с ней и антенны в направлении

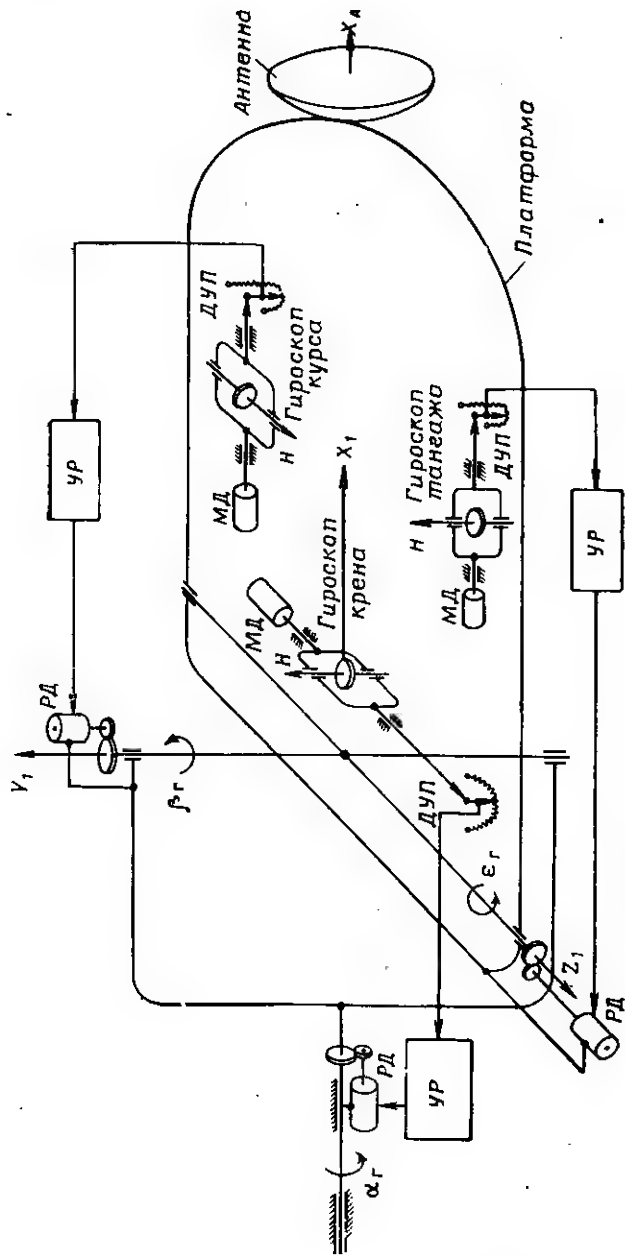


Рис. 176. Кинематическая схема гиросtabilизатора:

H — кинетический момент гироскопа; РД — датчик угла прецессии; УР — усилитель разгрузки двигателя; ДУП — двигатель разгрузки; ДУП — датчик угла прецессии; УР — усилитель разгрузки двигателя

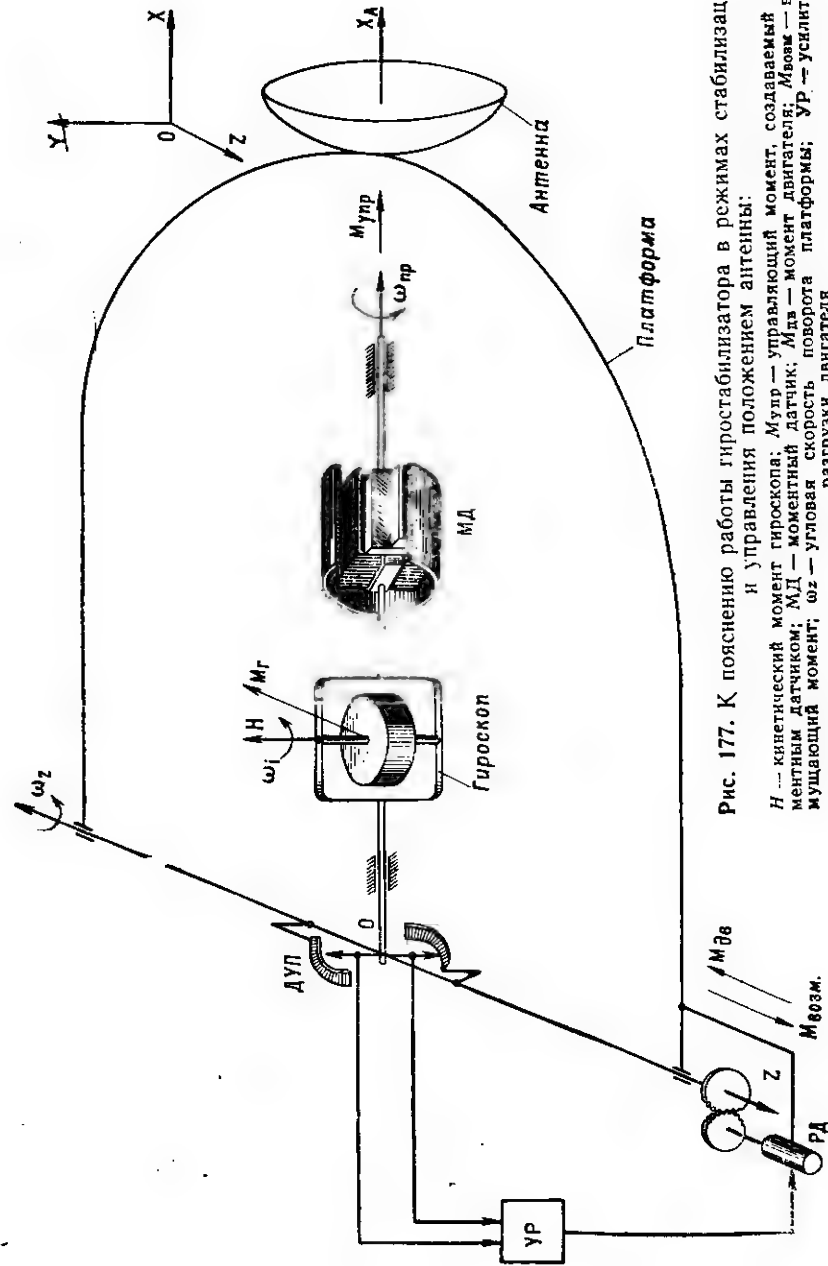


Рис. 177. К пояснению работы гиросtabilизатора в режимах стабилизации и управления положением антенны:

H — кинетический момент гироскопа; $M_{упр}$ — управляющий момент, создаваемый моментным датчиком; МД — моментный датчик; МД — момент двигателя; $M_{возм}$ — возмущающий момент; ω_z — угловая скорость поворота платформы; УР — усилитель разгрузки двигателя

действия возмущающего момента не произойдет; поворачивается только рамка гироскопа вокруг своей оси X . При снятии возмущающего момента рамка гироскопа останется в отклоненном положении. Кроме того, при действии постоянного возмущающего момента вследствие поворота рамки (наличия угловой скорости прецессии $\omega_{пр}$) может произойти складывание рамок и потеря стабилизирующих свойств гироскопа. Для исключения этого в систему стабилизации каждого из каналов вводят цепь разгрузки, состоящую из датчика угла прецессии (ДУП), устанавливаемого на оси прецессии рамки, усилителя разгрузки и разгрузочного двигателя (РД), устанавливаемого на соответствующей оси карданного подвеса (см. рис. 176).

При наличии этих устройств под действием возмущающего момента по-прежнему происходит поворот рамки гироскопа вокруг оси X_A со скоростью $\omega_{пр}$. Однако при отклонении рамки от исходного положения с ДУП снимается сигнал, пропорциональный углу поворота рамки. Этот сигнал через усилитель разгрузки поступает на разгрузочный двигатель, который развивает момент $M_{дв}$, противодействующий возмущающему моменту. Как только момент $M_{дв}$ станет равен возмущающему моменту, поворот рамки гироскопа прекратится. Сигнал с датчика угла прецессии через усилитель разгрузки поступает на разгрузочный двигатель до тех пор, пока возмущающий момент действует на платформу.

При снятии возмущающего момента на гироскоп действует лишь момент разгрузочного двигателя $M_{дв}$, под действием которого рамка гироскопа возвращается в исходное состояние, так как вектор кинетического момента стремится совместиться с вектором момента разгрузочного двигателя.

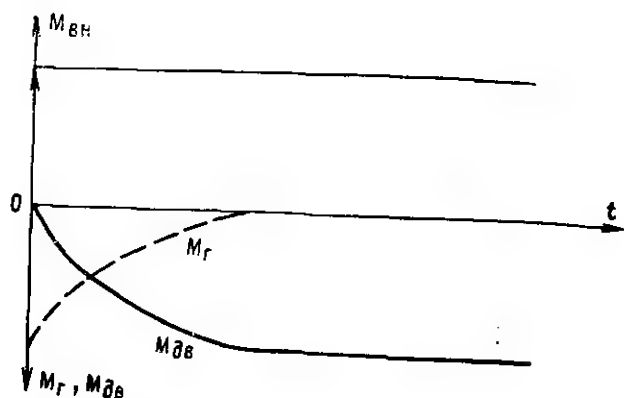


Рис. 178. Диаграмма моментов

Таким образом, при воздействии возмущающих моментов на антенну поворота антенны не происходит, т. е. антенна оказывается стабилизированной.

На рис. 178 показана диаграмма моментов, действующих по оси чувствительности гироскопа.

Работа гиростабилизатора в режиме управления положением антенны ГСН

Рассмотрим принцип работы гиростабилизатора в данном режиме применительно к плоскости тангажа (см. рис. 177).

Управляющее напряжение u_z с выхода фазового детектора подается на моментный датчик. Моментный датчик (МД) представляет собой рамку, жестко скрепленную с рамкой гироскопа и помещенную в магнитное поле постоянного магнита. По виткам катушки рамки протекает ток, сформированный из управляющего напряжения. К гироскопу прикладывается управляющий момент $M_{упр}$, вектор которого направлен по оси X .

Управляющий момент для гироскопа является внешним, под его действием гироскоп стремится совместить вектор кинетического момента с вектором управляющего момента. Для канала тангажа свобода для выполнения этого движения имеется лишь вокруг оси платформы Z , но поворот вокруг этой оси возможен только вместе с платформой. В результате гироскоп поворачивает платформу вокруг оси Z . В момент совпадения направления оси антенны с направлением на цель управляющий момент становится равным нулю и угловое перемещение антенны прекращается.

Следует иметь в виду, что поворот платформы происходит только за счет прецессии платформы под действием управляющего момента. Разгрузочный двигатель при этом компенсирует возмущающие моменты, возникающие при повороте платформы под действием управляющего момента.

Управление платформой при нарушении системы стабилизации невозможно. В самом деле, при управлении платформа поворачивается вокруг оси Z . При этом возникают внешние возмущающие моменты, направленные вдоль оси Z (момент трения, моменты от токоподводов и т. п.). Гироскоп под действием этих моментов, если не будет системы разгрузки, начнет прецессировать, поворачиваясь вокруг оси X до тех пор, пока кожух гироскопа не дойдет до упора.

Угловая скорость поворота платформы определяется параметрами гироскопа и моментного датчика и не зависит от цепей разгрузки. Из условия равенства моментов $M_{г}$ и $M_{упр}$ можно определить угловую скорость вращения антенны ГСН в плоскости тангажа.

В общем виде $\bar{M}_{\text{упр}} = \bar{\omega}_z \times \bar{H}$. Отсюда $\omega_z = \frac{M_{\text{упр}}}{H}$. При $H = \text{const}$ ω_z пропорциональна $M_{\text{упр}}$. (Величина H определяется скоростью вращения ротора гироскопа и его конструкцией.)

Величина управляющего момента определяется током в обмотках моментного датчика. Поэтому можно записать

$$\omega_z = \kappa I_{\text{упр}},$$

где κ — коэффициент пропорциональности;

$I_{\text{упр}}$ — управляющий ток в обмотке моментного датчика, пропорциональный управляющему напряжению, снимаемому с выхода фазового детектора (u_z).

Замерив ток $I_{\text{упр}}$ или напряжение на калиброванном сопротивлении, пропорциональное току $I_{\text{упр}}$, можно определить величину угловой скорости антенны ω_z , которая используется для формирования команд управления в счетно-решающем приборе.

Способ управления антенной ГСН в полете зависит от метода наведения ракеты на цель. В режиме самонаведения по методу с постоянным углом упреждения управление антенной по каналам курса и тангажа производится по сигналам фазовых детекторов u_z и u_x . Управление по каналу крена не происходит, и гиростабилизатор запоминает положение плоскости ХУ наружной рамы, которое установилось до старта. Гиростабилизатор в этом случае работает в режиме стабилизации по крену.

В режиме самонаведения по методу пропорционального сближения движение ракеты и рам гиростабилизатора должно происходить таким образом, чтобы цель находилась все время в вертикальной плоскости симметрии ракеты (в плоскости ХУ ракеты). Это требование выполняется за счет обнуления угла курса β_r с помощью поворота внешней рамки карданного подвеса гиростабилизатора (см. рис. 176) на угол крена α_r и подачи сигнала, пропорционального α_r , в канал крена автопилота для его обработки ракетой. При перемещении цели в плоскости курса управляющее напряжение с выхода фазового детектора подается, как обычно, на моментный датчик. Гиросплатформа начинает разворот антенны в курсовой плоскости для ликвидации угла рассогласования. При этом с потенциометрического датчика угла курса электрический сигнал, пропорциональный углу β_r , поступает на моментный датчик канала крена. Гиросплатформа, а вместе с ней и ракета, связанные по каналу крена через автопилот, разворачиваются по крену. За счет разворота по крену рассогласование по курсу преобразуется в рассогласование по тангажу. Уравнение, определяющее связь между угловой скоростью поворота платформы по крену ω_x и угловой скоростью пово-

рота средней рамы карданного подвеса β_r , имеет следующий вид:

$$\omega_x = \frac{\beta_r}{\sin \epsilon_r}.$$

При этом обнуление β_r производится по кратчайшему направлению в зависимости от знака угла ϵ_r .

Кроме получения конструктивного преимущества (увеличивается угол обзора антенны относительно корпуса), такой метод управления каналом крена позволяет увеличить маневренные возможности ракеты и уменьшить взаимосвязь каналов управления.

При пусках ракет по низколетящим целям (НЛЦ) или по целям, видимым под малым углом места из-за большой дальности в момент пуска, определение координаты цели по каналу тангажа (углу места) становится затруднительным вследствие вредного влияния на приемное устройство ГСН местных предметов и зеркального отражения сигнала цели от земной поверхности. Для устранения срывов сопровождения цели ГСН по этим причинам предусмотрен режим автосопровождения по низколетящим целям. В этом режиме управление антенной по каналу курса происходит обычно, а каналы тангажа и крена переводятся в режим стабилизации, т. е. запоминания предстартового положения антенны ГСН.

Режим «Память» осуществляется по команде «+27 в память НЛЦ», выдаваемой из кабины К-3М. Он сохраняется до высоты подъема ракеты порядка 400 м. Переход в режим автосопровождения цели по тангажу и подключение канала крена осуществляются по команде, выдаваемой автопилотом при скоростном напоре $P_q \geq 0,8 \text{ ати}$.

Структурная схема системы углового автосопровождения цели

Структурная схема системы углового сопровождения цели показана на рис. 179.

При составлении структурной схемы учитывалось, что антенна развязана от колебаний ракеты вокруг центра тяжести

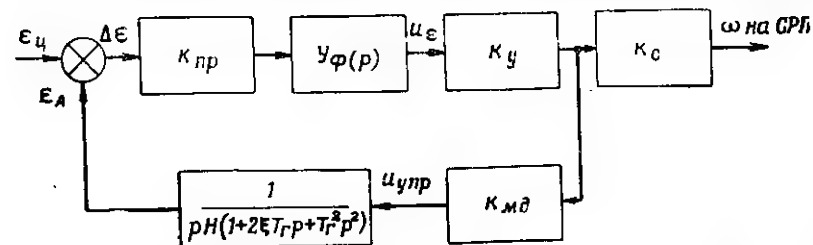


Рис. 179. Структурная схема ГСН при угловом автосопровождении цели

за счет расположения ее на гиросtabilизированной платформе и управление положением антенны в пространстве осуществляется только путем приложения к оси прецессии гироскопов управляющих моментов, пропорциональных сигналам u_1 и u_2 (см. рис. 163), снимаемым с выхода фазовых детекторов приемного устройства.

Приемное устройство в структурной схеме является безынерционным усилительным звеном с коэффициентом усиления $K_{пр}$, так как полоса пропускания приемного устройства значительно шире полосы пропускания системы управления.

Для обеспечения необходимых запасов устойчивости контура углового автосопровождения цели и сглаживания высокочастотных флюктуаций сигнала введен корректирующий фильтр $Y_{\phi}(p)$.

Гиросtabilизатор представляет собой интегрирующее устройство с передаточной функцией

$$Y_r(p) = \frac{\epsilon_A(p)}{u_2(p)} = \frac{K_y K_{м.д}}{Hp} \cdot \frac{1}{1 + 2\xi T_r p + T_r^2 p^2},$$

где K_y — коэффициент усиления моментного датчика;

$K_{м.д}$ — крутизна моментного датчика;

H — кинетический момент гироскопа тангажа;

ξ — коэффициент демпфирования гироскопа;

T_r — постоянная времени гироскопа.

Передаточная функция разомкнутого контура имеет следующий вид:

$$Y_p(p) = \frac{\epsilon_A(p)}{\epsilon_n(p)} = \frac{K_{пр} K_y K_{м.д} Y_{\phi}(p)}{pH(1 + 2\xi T_r p + T_r^2 p^2)} = \frac{1}{p} \times \\ \times \frac{d}{1 + 2\xi T_r p + T_r^2 p^2} \cdot Y_{\phi}(p),$$

где $d = \frac{K_{пр} K_y K_{м.д}}{H}$ — добротность системы углового сопровождения цели;

$$d \approx 25 \frac{1}{сек}.$$

По отношению к выходному сигналу, снимаемому с измерительного сопротивления с коэффициентом передачи K_c , передаточная функция замкнутой системы имеет следующий вид:

$$y_2(p) = \frac{\omega(p)}{\Delta \epsilon(p)} m \frac{p}{1 + T_2 p},$$

где $m = \frac{K_c H}{K_{м.д}}$ — коэффициент пропорциональности;

$T_2 \approx 0,2$ сек — эквивалентная постоянная времени ГСН.

Из последнего выражения следует, что в установившемся режиме сигнал ω пропорционален производной от углового рассогласования $\Delta \epsilon$ с коэффициентом пропорциональности

$$m = \frac{K_c H}{K_{м.д}}.$$

Функциональная схема ГСН

(Рис. 180)

Принцип построения схемы

В ГСН 5Г23, работающей по отраженному сигналу непрерывного излучения, чувствительность приемного устройства при заданной полосе пропускания определяется коэффициентом шума смесителя и пересчитанными к входу коэффициентами шума первых каскадов предварительного усилителя промежуточной частоты (ПУПЧ). Однако при непрерывном излучении, кроме сигнала, отраженного от цели, на вход приемника поступит сигнал от передатчика. Этот сигнал может проникать как непосредственно по лепесткам диаграммы направленности антенны, так и путем отражения от местных предметов, находящихся в пределах основных диаграмм направленности. Возможная перегрузка приемного тракта проникающим сигналом передатчика и наличие в сигнале передатчика шумовых составляющих могут привести к снижению чувствительности приемного устройства.

Борьба с перегрузкой приемного тракта заключается в увеличении развязки между антеннами РПЦ и ГСН путем разнесения их на необходимые расстояния, а также в увеличении избирательности приемного устройства ГСН.

Наиболее существенное влияние на чувствительность приемного устройства оказывают шумовые составляющие, содержащиеся в проникающем сигнале передатчика РПЦ и особенно в сигнале первого гетеродина ГСН, которые и являются определяющими при выборе необходимой степени развязки.

На рис. 181 показан спектр сигналов, поступающих на первый смеситель.

Из рис. 181 видно, что в полосу пропускания приемного устройства поступает мощность шумов гетеродина и мощность шумов сигнала подсвета.

Уровень шумов меняется в диапазоне доплеровских частот, причем максимум плотности шумов приходится на малые доплеровские частоты.

На диаграмме, изображенной на рис. 182, а, показаны уровень излучаемой мощности передатчика РПЦ, уровень мощности шумовых составляющих передатчика, лежащей в среднем на 84 дБ ниже уровня мощности передатчика, и уро-

уровень мощности собственных шумов приемного устройства, лежащей ниже на 164 дБ относительно 1 Вт (0 дБ).

Из рис. 182, а видно, что необходимая степень развязки по отношению к шумам передатчика должна быть $\gg 115$ дБ. Если необходимая степень развязки осуществлена (более 115 дБ), то уровень шумов передатчика окажется ниже уровня шумов приемника и уменьшение чувствительности не произойдет (рис. 182, б).

Уровень фазовых шумов первого гетеродина ГСН несколько выше, чем уровень шумов передатчика РПЦ (рис. 182, б). Шумы проявляются при сигнале, превышающем собственные шумы гетеродина на 80 дБ.

Следовательно, с учетом шумов гетеродина требуемая развязка должна быть увеличена до 120 дБ. При такой развязке проникающий на вход приемного устройства сигнал передатчика будет меньше 80 дБ, и уровень шумовых составляющих передатчика и первого гетеродина окажется ниже уровня собственных шумов приемного устройства.

Допустимая величина проникающего сигнала передатчика, равная 80 дБ, при которой еще не ухудшается чувствительность ГСН, накладывает требование на величину избирательности приемного устройства, которая должна быть не хуже 80 дБ при отстройке на величину минимальной доплеровской частоты в отраженном от цели сигнале. (Величина отстройки определяется из условия селекции целей, имеющих малые радиальные скорости). Однако при постановке ГСН пассивной помехи возможны случаи превышения сигналом, отраженным от облака помех, допустимого уровня. (Спектр сигнала пассивной помехи показан на рис. 183.) Поэтому необходимая избирательность должна быть увеличена.

Требуемое ослабление технически осуществляется только при последовательном включении двух кварцевых фильтров, настроенных на разные промежуточные частоты. Отсюда следует необходимость преобразования частоты с помощью смесителей.

Мощность принимаемых сигналов ГСН меняется в широких пределах в зависимости от изменения расстояния до целей и различия их эффективных отражающих поверхностей. Следовательно, приемное устройство ГСН должно обладать соответствующим динамическим диапазоном, обеспечивающим линейность приемного тракта ГСН во всем диапазоне изменения входных сигналов, составляющем более 90 дБ.

Сохранение линейности приемного тракта ГСН во всем диапазоне изменения входных сигналов необходимо, во-первых, для передачи на выход приемного устройства неизокаженного отношения амплитуд сигналов разностного и суммарного каналов при наличии углового рассовмещения в следящей системе углового сопровождения цели и, во-вторых, для пере-

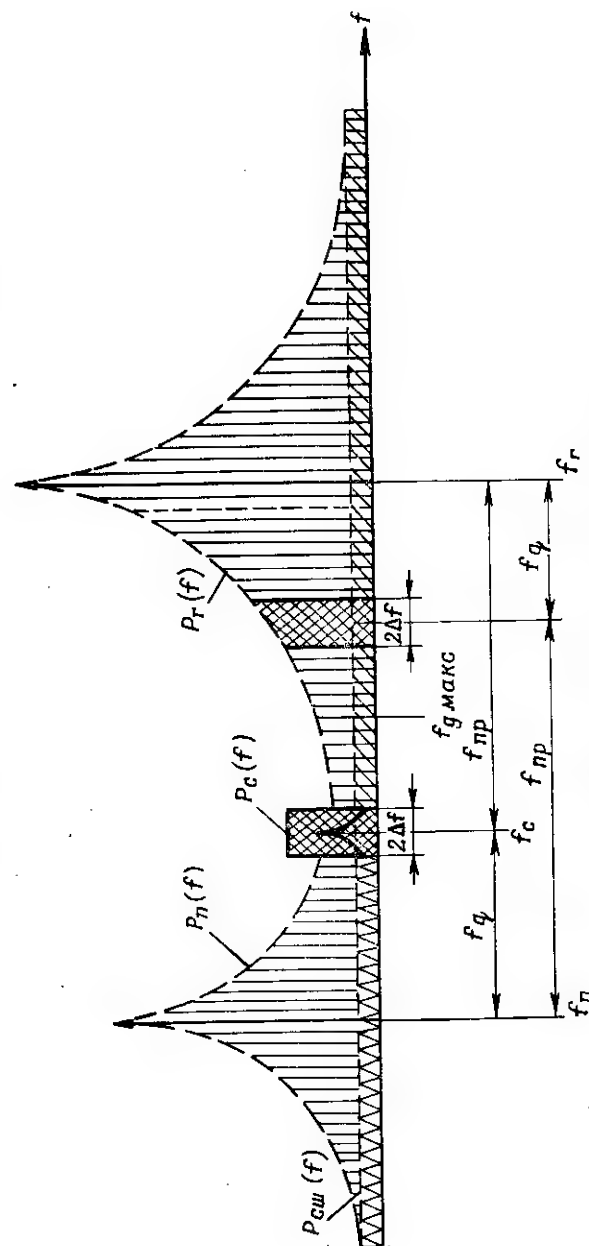


Рис. 181. Спектры сигналов на входе СМ1

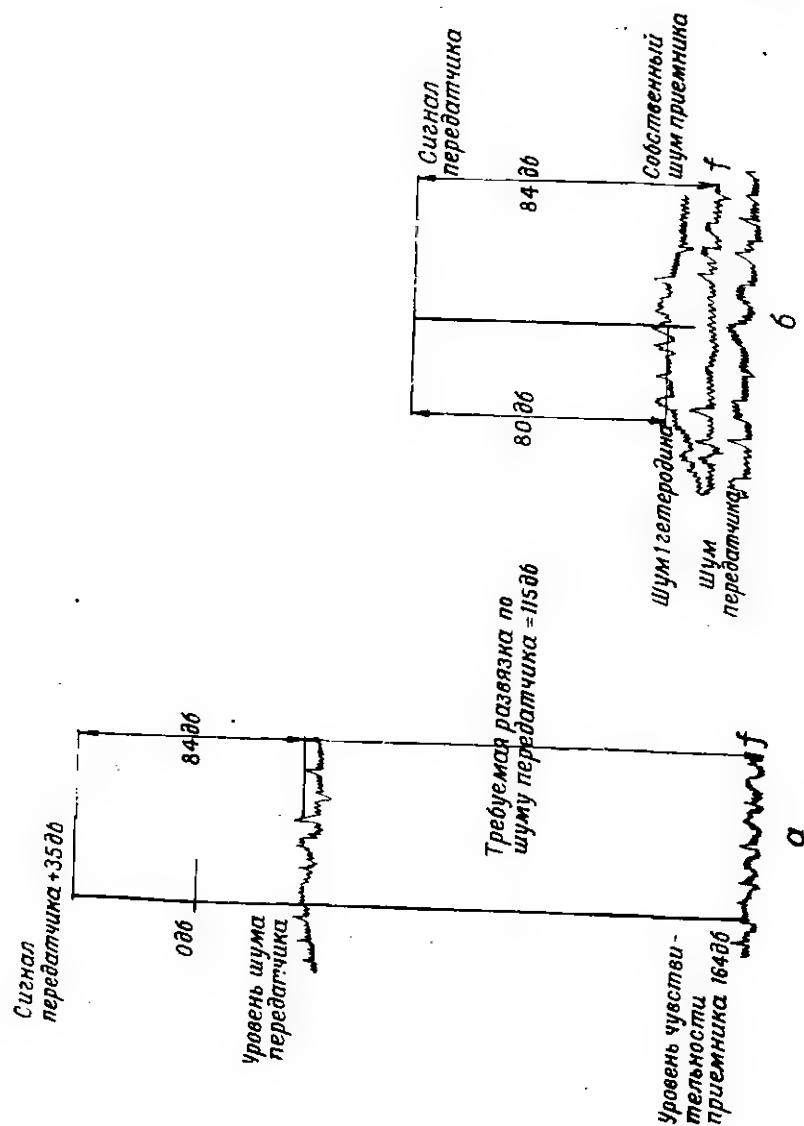


Рис. 182. К определению необходимой развязки между ГСН и передатчиком

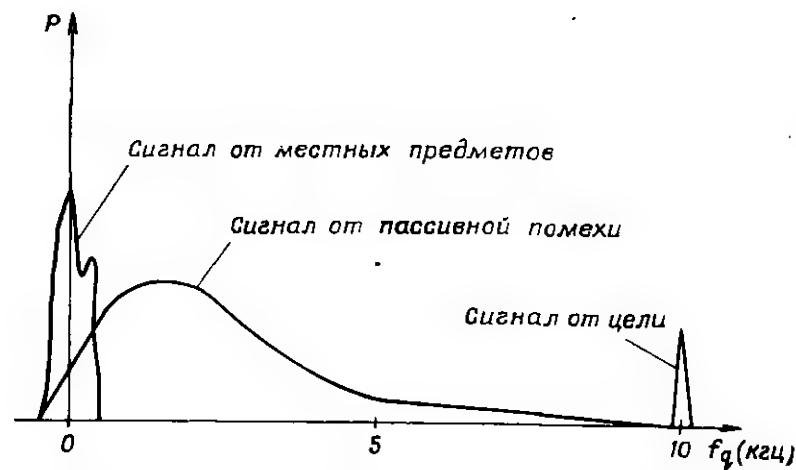


Рис. 183. Спектры проникающего сигнала передатчика, сигнала пассивной помехи и сигнала цели

дачи без искажения амплитудной модуляции сигнала, возникающей при работе ГСН с ФКМ в режиме селекции цели по дальности.

Для обеспечения линейности приемного тракта служит автоматическая регулировка усиления.

Для уменьшения взаимного влияния каналов курса и тангажа при пеленгации целей общий усилитель промежуточной частоты, охваченный АРУ, должен поочередно усиливать сигналы трех каналов. Схема с временным разнесением каналов курса, суммы и тангажа, кроме сравнительной простоты исполнения, обладает меньшим уровнем собственных шумов по сравнению с другими вариантами схем общего усиления с АРУ.

Для получения наибольшей чувствительности приемного тракта ГСН и увеличения разрешающей способности по скорости полосы пропускания приемного устройства следует уменьшать. Однако вследствие целого ряда причин сужение полосы менее чем до 400 гц не представляется возможным: к таким причинам следует отнести изменение частоты при маневре цели, уход средней частоты самого фильтра, «выбег» частоты кварцевых генераторов гетеродинов при старте ракеты и т. п. Поэтому, чтобы избежать взаимного влияния каналов друг на друга, проявляющегося из-за большой постоянной времени кварцевого фильтра, соизмеримой с периодом следования при временном разнесении каналов, общее усиление сигналов можно осуществить только после этого фильтра.

Как уже отмечалось, выходные сигналы суммарного и каждого из разностных каналов сравниваются по амплитуде

и фазе на входе фазовых детекторов. Поэтому важно, чтобы в процессе усиления в приемном устройстве амплитудно-фазовые характеристики были одинаковыми. Исходя из этого в ГСН для получения трех идентичных каналов суммирование и вычитание сигналов производится непосредственно на выходе антенны, а коэффициенты усиления отдельных каналов выбраны небольшими. Основное же усиление производится после узкополосной селекции сигнала в УПЧ с АРУ, работающей по суммарному сигналу.

Система АРУ поддерживает выходное напряжение приемника на постоянном уровне как при значительных изменениях мощности входного сигнала, так и при случайных замираниях его. Быстродействие АРУ выбрано из условия получения минимальных ошибок измерения угловых координат цели по наиболее вероятному характеру фединга с учетом действия внутренних шумов, параметров сглаживающего фильтра и полосы пропускания следящей системы углового сопровождения.

За счет схемы АРУ, работающей по напряжению сигнала суммарного канала, сохраняется постоянным отношение разностного и суммарного сигналов, выявленное в суммирующе-вычитающих устройствах на входе приемного тракта ГСН.

Величина управляющего напряжения на выходе фазового детектора канала тангажа равна

$$u_z = K_{p. \tau} K_{об} K_{ф. д. т} u_{\tau},$$

где $K_{p. \tau}$ — коэффициент усиления каскадов канала тангажа при раздельном усилении;

$K_{об}$ — коэффициент усиления УПЧ с общим усилением сигналов;

$K_{ф. д. т}$ — коэффициент передачи фазового детектора;

u_{τ} — напряжение сигнала тангажа, снимаемое с выхода суммирующе-вычитающего устройства.

$$K_{об} = \frac{U_0}{U_c},$$

где U_0 — выходное напряжение постоянного уровня за счет АРУ на выходе общего УПЧ;

U_c — входное напряжение общего УПЧ по суммарному каналу.

$$U_c = K_{p. c} u_c,$$

где u_c — напряжение суммарного сигнала на выходе суммирующе-вычитающего устройства.

Следовательно,

$$u_z = \frac{K_{p. \tau}}{K_{p. c}} K_{ф. д. т} U_0 \frac{u_{\tau}}{u_c}.$$

Если вместо u_{τ} и u_c подставить их значения из формул, полученных при рассмотрении способов пеленгации целей, то

$$u_z = \frac{K_{p. \tau}}{K_{p. c}} K_{ф. д. т} U_0 \operatorname{tg} \frac{\varphi}{2}.$$

Учитывая, что угол φ мал и $\Delta \epsilon$ также мало, можно приближенно считать, что

$$u_z = \frac{K_{p. \tau}}{K_{p. c}} K_{ф. д. т} U_0 \Delta \epsilon.$$

Управляющий сигнал, поступающий на гиросtabilизатор, пропорционален величине рассогласования между направлением на цель и мгновенной равносигнальной линией антенной системы.

Величина доплеровского сдвига по частоте при нахождении ракеты на пусковой установке связана со скоростью облучаемой цели следующей зависимостью:

$$f_d = \frac{2V_r}{\lambda},$$

где V_r — скорость цели относительно РПЦ;

λ — длина волны излучаемого сигнала передатчика.

Если изменять частоту одного из гетеродинов ГСН на величину f_d , то на выходе узкополосного кварцевого фильтра ГСН появится сигнал цели. Первоначальное определение частоты Доплера производится аппаратурой РПЦ и затем с помощью системы наведения по скорости ее значение вводится в частоту первого гетеродина ГСН. В этом случае сигналы от целей, отличающихся по частоте Доплера от выбранной цели более чем на половину полосы пропускания узкополосного фильтра (200 гц), на выходе приемного устройства будут отсутствовать. Отсюда разрешающая способность ГСН по скорости определяется половиной ширины полосы пропускания фильтра. Таким образом, с помощью узкополосного фильтра можно селективировать сигнал выбранной цели относительно сигналов, отраженных от неподвижных предметов или от облака пассивных помех.

Для автоматического сопровождения сигнала выбранной цели необходима следящая система. Задачей следящей системы по скорости является непрерывное поддержание постоянного значения промежуточной частоты при изменении частоты сигнала, отраженного от цели.

В следящей системе скорости входным воздействием является частота отраженного сигнала, регулируемой величиной — частота гетеродина, которая изменяется в соответствии с изменением частоты входного сигнала.

Следящая система по скорости должна иметь астатизм второго порядка, т. е. два интегрирующих звена.

Система с астатизмом первого порядка при слежении за частотой отраженного сигнала цели, изменяющейся с постоянной скоростью, имела бы постоянную ошибку сопровождения. Реальный сигнал, отраженный от цели, флюктуирует по амплитуде и иногда полностью пропадает. В такие моменты следящая система размыкается, скорость перестройки гетеродина уменьшается и ошибка слежения увеличивается. Следящая система с одним интегратором обладает малой памятью по скорости, которая в основном определяется инерционностью перестраиваемого генератора. Таким образом, система автосопровождения с одним интегратором может потерять цель при замираниях отраженного сигнала.

В системе, обладающей астатизмом второго порядка, ошибка сопровождения пропорциональна ускорению изменения частоты отраженного сигнала. Для обеспечения устойчивости системы с астатизмом второго порядка необходимо ввести корректирующее звено с передаточной функцией следующего вида:

$$Y(p) = \frac{1 + pT_1}{1 + pT_2}.$$

Включение такого интегрирующе-дифференцирующего звена при обеспечении необходимых запасов устойчивости не понижает порядок астатизма. Замирание отраженного сигнала в случае применения двух интеграторов (два интегратора обеспечивают астатизм второго порядка следящей системе) не нарушает сопровождения цели по скорости, поскольку при пропадании напряжения на входе первого интегратора напряжение на его выходе сохраняет постоянную величину, и, следовательно, напряжение на выходе второго интегратора и частота гетеродина будут изменяться с прежней скоростью.

В следящей системе с астатизмом второго порядка кроме динамической ошибки слежения, пропорциональной ускорению изменения частоты Доплера, возникают случайные ошибки за счет воздействия на систему внешних случайных возмущений и внутренних шумов системы. Случайные ошибки уменьшают точность сопровождения.

Оптимальные параметры системы, находящейся под воздействием случайных возмущений и систематических воздействий, могут быть получены при отыскании минимума суммарной ошибки

$$|\varepsilon_y| + \sqrt{\varepsilon^2(t)},$$

где ε_y — установившееся отклонение от заданного воздействия;

$\varepsilon^2(t)$ — среднеквадратическое отклонение ошибки при случайных воздействиях.

Требования к минимальным величинам ε_y и $\varepsilon^2(t)$ противоречивы. Для уменьшения динамической ошибки необходимо увеличивать коэффициент передачи системы, а для уменьшения среднеквадратической ошибки следует сужать полосу пропускания следящей системы, что может быть осуществлено при уменьшении коэффициента передачи.

Передаточная функция следящей системы по скорости, полученная с учетом оптимизации ее по отношению к случайному воздействию, имеет следующий вид:

$$Y(p) = \frac{\kappa}{p^2} \cdot \frac{(1 + pT_1)(1 + pT_3)}{(1 + pT_2)(1 + pT_4)},$$

где κ — коэффициент передачи следящей системы по ускорению, $1/\text{сек}^2$;

T_1, T_2, T_3, T_4 — постоянные времени корректирующих звеньев.

Реализация подобной передаточной функции системы обеспечивает сопровождение цели по скорости с малыми ошибками при достаточной памяти при замираниях сигнала.

Частота отраженного от цели сигнала равна

$$f_0 = Nf_{\text{кв}_3} - f_{\text{ФКМ}} + f_d,$$

где $f_{\text{кв}_3}$ — частота задающего кварцевого генератора РПЦ;

$f_{\text{ФКМ}}$ — частота сигнала, на которой осуществляется ФКМ;

f_d — доплеровское изменение частоты за счет движения цели;

N — коэффициент умножения.

Система сопровождения по скорости замыкается на смесителе ГСН по частоте первого гетеродина. В качестве гетеродина использован клистрон с системой фазовой автоподстройки (ФАП) под частоту сигнала стабилизации, полученного путем умножения частоты задающего кварцевого генератора $f_{\text{кв}_0}$ и под частоту сигнала опоры ФАП $f_{\text{оп}}$, несущего информацию о доплеровском сдвиге частоты сигнала и значении частотной подстройки, т. е. частота первого гетеродина должна быть равна

$$f_{\text{Г}} = Nf_{\text{кв}_0} + f_{\text{оп}}.$$

Необходимость подстройки частоты клистрона вызывается нестабильностью задающих кварцевых генераторов частот $f_{\text{кв}_3}$ и $f_{\text{кв}_0}$, а также недостаточной точностью установки их номиналов при изготовлении.

Автоматическая подстройка частоты клистрона за счет сравнения частот кварцевых генераторов ГСН и РПЦ осуществляется до старта ракеты наземной аппаратурой.

Как отмечалось выше, чувствительность приемного устройства ухудшается за счет шумов первого гетеродина при подаче на вход мощного сигнала. Эти шумы возникают при многократном умножении частоты задающего кварцевого генератора $f_{кв6}$. Шумовые фазовые флуктуации тракта умножения отслеживаются системой ФАП и будут присутствовать на выходе первого гетеродина.

Для поражения цели, входящей в состав группы, необходима селекция не только по скорости, но и по дальности. В отличие от РПЦ требование селекции цели по дальности в ГСН не вызывает необходимости определения абсолютной величины дальности, а может быть сведено к выбору заданной цели, входящей в группу, имеющую некоторую протяженность. Другими словами, в ГСН допускается неоднозначность отсчета дальности.

В ГСН, как и в РПЦ, селекция цели по дальности осуществляется за счет фазокодовой манипуляции сигнала. Декодирование сигнала происходит в приемном устройстве ГСН путем корреляционной обработки сигнала (так же, как в приемном устройстве РПЦ).

Автоматическое сопровождение цели по дальности осуществляется следящей системой путем непрерывного совмещения кода гетеродина с кодом сопровождаемой цели. При этом на выходе фильтра приемного устройства будет присутствовать лишь сигнал, отраженный от выбранной цели, а остальные отраженные сигналы, коды которых задержаны на величину более одного дискрета относительно кода гетеродина, будут существенно ослаблены.

Для получения сигнала ошибки, амплитуда которого определялась бы величиной, а знак зависел от направления рассовмещения, код напряжения гетеродина возбуждается (перемещается) с частотой 40 гц около среднего положения, соответствующего коду принятого сигнала. Величина возбуждения выбирается примерно равной $0,25-0,5\tau$ (τ — длительность дискрета). При этом сигнал промежуточной частоты на выходе фильтра будет модулирован по амплитуде с частотой возбуждения при $|\Delta\tau| > 0$ или ее второй гармоникой при $\Delta\tau = 0$ (рис. 184). Огибающая амплитудной модуляции сигнала промежуточной частоты, выделенная после амплитудного детектора, сравнивается с опорным напряжением генератора возбуждения на фазовом детекторе. Величина выходного напряжения фазового детектора (сигнала ошибки) будет пропорциональна величине рассовмещения кодов, а знак будет определяться фазовыми сдвигами напряжений огибающей и опорного сигнала (в фазе или в противофазе).

Сигнал ошибки через интегратор и реактивную лампу воздействует на фазу и частоту генератора, определяющего временное положение дискрет и всей кодовой последователь-

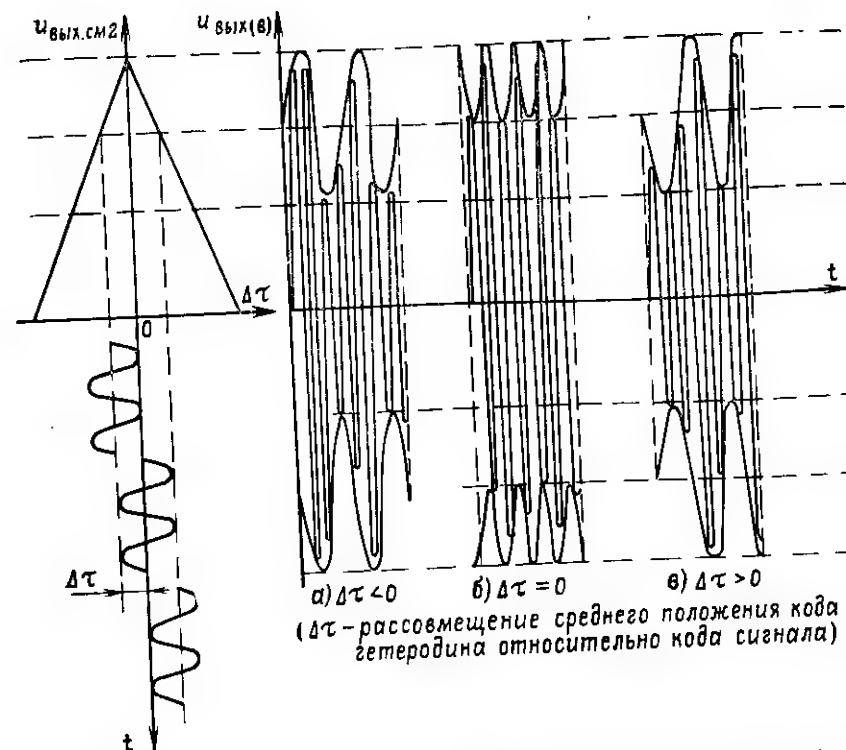


Рис. 184. Амплитудная модуляция сигнала на выходе СМ2 за счет возбуждения кода гетеродина

ности ГСН в целом. Диапазон перестройки кварцевого генератора должен обеспечивать совмещение кодовых последовательностей фазовой манипуляции отраженного от цели и гетеродицирующего сигналов во всем диапазоне скоростей сближения ракеты с целью.

Диапазон перестройки кварцевого генератора можно найти, если определить значение частоты Доплера по отношению к частоте следования дискрет и учесть значение возможного ухода номинала частоты кварцевого генератора.

Исходя из длительности дискрет средняя частота кварцевого генератора выбирается равной 2,475 Мгц. Относительное изменение частоты отраженного сигнала для $f_d = 100$ кгц составляет величину порядка $\frac{f_d}{f_{рпц}} = \frac{10^5}{0,7 \cdot 10^{10}} \approx 1,4 \cdot 10^{-5}$. По отношению к частоте генератора 2,475 Мгц — это относительное изменение частоты порядка $2,475 \cdot 10^6 \cdot 1,43 \cdot 10^{-5} = 35$ гц. Отсюда диапазон изменения частоты генератора должен быть невелик — порядка сотни герц.

Система дальности по соображениям, изложенным для системы скорости, должна обладать астатизмом второго порядка. Астатизм второго порядка может быть получен за счет интегратора и перестраиваемого LC-генератора.

Система сопровождения по углам

Отраженный от цели сигнал принимается антенной ГСН. Так как сигналы рупоров P_1 и P_2 после суммирующе-вычитающих устройств имеют одну и ту же частоту, то они разделяются на три идентичных канала: курса, тангажа и суммы — и поступают к соответствующим смесителям $СМ1 K$, $СМ1 T$ и $СМ1 C$ приемного устройства. В качестве гетеродинирующего сигнала на смесители поступает сигнал первого гетеродина от клистронного генератора блока КН-3.

Приемное устройство путем многократного преобразования частоты и усиления напряжения сигнала формирует управляющие сигналы для систем сопровождения по скорости, дальности и угловым координатам. Первые смесители размещены на волноводах антенной системы и выполнены по балансной схеме с использованием кристаллических диодов.

Сигналы первой промежуточной частоты $f_{пр1} = 31,955 \text{ МГц}$ усиливаются предварительными усилителями (ПУПЧ). Для того чтобы пропустить без искажения спектр фазоманипулированного сигнала, ПУПЧ ГСН имеют полосу пропускания около 5 МГц . Коэффициент усиления каждого ПУПЧ выбран небольшим из расчета обеспечения динамического диапазона изменения входного сигнала в каскадах раздельного усиления, не охваченных АРУ. ПУПЧ, как и первые смесители, размещены на платформе гиросtabilизатора. На гиropлатформе также размещены антенны, первые смесители и предварительные усилители промежуточной частоты радиовзрывателя (РВ). В ПУПЧ РВ установлены реле, которые по команде ближнего взведения отключают сигнал суммарного канала ГСН и подают напряжения со смесителей, установленных на антенне РВ.

Сигналы первой промежуточной частоты после усиления поступают на вторые смесители приемного устройства ($СМ2$), на которые подается гетеродинирующее напряжение второго гетеродина частоты $f_{г2} = 35,2475 \text{ МГц}$. Это напряжение при работе с селекцией по дальности манипулируется по фазе по тому же закону, что и сигнал подсвета цели. При совпадении во времени кодов гетеродина и сигнала, отраженного от цели, в смесителе осуществляется свертка* спектра сигнала в мо-

нохроматический сигнал второй промежуточной частоты $f_{пр2} = 3,2925 \text{ МГц}$. При рассовмещении кодов сигнал второй промежуточной частоты будет модулирован по амплитуде с частотой 40 гц .

Выше отмечалось, что требуемая избирательность приемного устройства может быть обеспечена за счет последовательного включения двух кварцевых фильтров, настроенных на разные частоты.

Первый кварцевый фильтр ФП-2, настроенный на вторую промежуточную частоту, имеет полосу пропускания, равную $1,5 \text{ кгц}$, так как сужение полосы фильтра ФП-2 технически трудно осуществить на частоте $f_{пр2} \approx 3,3 \text{ МГц}$. Усиленный после фильтра сигнал смешивается на третьем смесителе с частотой третьего гетеродина $f_{г3} = 2,9925 \text{ МГц}$. Сигнал частоты $f_{г3}$ используется, кроме того, в РВ и в блоке наведения по скорости кабины К-3М.

После третьего смесителя частота сигнала понижается до $f_{пр3} = 300 \text{ кгц}$. На этой частоте сигнал выбранной цели проходит через второй кварцевый фильтр ФП-1, полоса пропускания которого равна 400 гц .

Таким образом, система из двух последовательно включенных кварцевых фильтров обеспечивает подавление сигнала на величину 120 дБ при отстройке на $2,5 \text{ кгц}$. Полоса пропускания фильтра ФП-1 определяет чувствительность приемного устройства и разрешающую способность ГСН по скорости. Коэффициент усиления каскадов от ПУПЧ до выхода узкополосного фильтра порядка 10. Основное усиление в приемном устройстве происходит на частоте 300 кгц после кварцевого фильтра ФП-1 в главном усилителе промежуточной частоты (ГУПЧ), охваченном автоматической регулировкой усиления.

Для получения временного разнесения сигнал каждого из каналов проходит через ключевой каскад, открывающийся импульсом, вырабатываемым схемой клапанирования (временная диаграмма импульсов клапанирования изображена на рис. 185). Ключевые каскады имеют общую нагрузку, с которой сигналы снимаются в такой последовательности: курс, сумма, тангаж (рис. 186). Эти сигналы усиливаются шестикаскадным усилителем промежуточной частоты с коэффициентом усиления $1,5 \cdot 10^8$.

На выходе ГУПЧ сигналы курса, тангажа и суммы разделяются с помощью ключевых каскадов, работающих от тех же импульсов схемы клапанирования, что и входные ключевые каскады. Разделенные и усиленные сигналы курса и тангажа подаются на соответствующие фазовые детекторы системы углового сопровождения, а суммарный сигнал с выхода ключевого каскада используется при формировании напряжения

* О свертке спектра см. главу II.

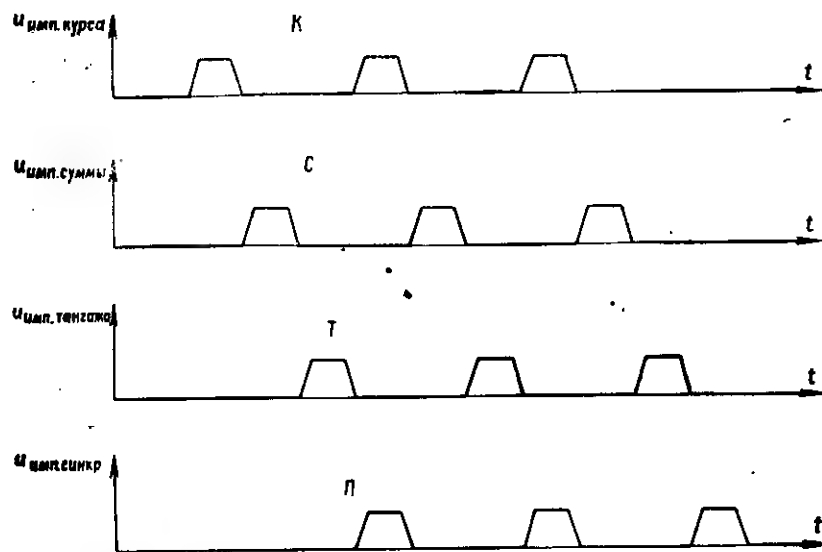


Рис. 185. Временная диаграмма клапанирующих импульсов

Диаграмма сигналов на входе ключевых каскадов

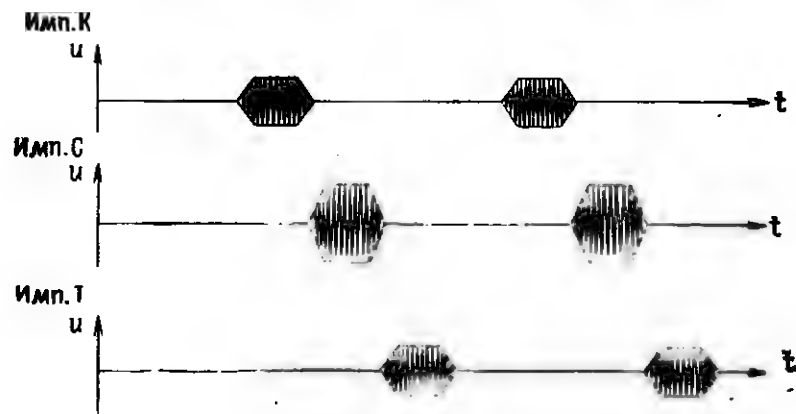


Диаграмма сигналов на входе ГУПЧ



Рис. 186. Временная диаграмма сигналов на входе ГУПЧ

АРУ и сигнала управления в системе дальности. Для этого суммарный сигнал детектируется на амплитудном детекторе, усиливается в видеоусилителе и преобразуется в непрерывный сигнал в синхронном детекторе.

Схема и диаграмма напряжений синхронного детектора изображены на рис. 187.

Синхронный детектор «запоминает» уровень сигнала, определяемый амплитудой видеоимпульсов, и поддерживает его постоянным до прихода следующего импульса. К моменту прихода сигнала синхронный детектор разряжается разрядным импульсом, сформированным из ключевого импульса суммы. С выхода синхронного детектора сигнал суммы, изменяющийся по амплитуде с частотой огибающей сигнала второй промежуточной частоты, поступает на усилитель-инвертор и на катодный повторитель схемы АРУ. С выхода катодного повторителя напряжение АРУ распределяется на пять первых регулируемых каскадов УПЧ.

За счет выбора соответствующего коэффициента передачи петли и постоянной времени фильтра система АРУ не отрабатывает амплитудной модуляции в режиме ФКМ, что позволяет подать с выхода синхронного детектора напряжение огибающей, пропорциональное ошибке сопровождения, на фазовый детектор системы дальности.

Сигналы курса и тангажа, несущие информацию о величине и знаке углового отклонения цели относительно мгновенной равносигнальной линии антенны, в фазовых детекторах системы углового сопровождения сравниваются с непрерывным суммарным сигналом и преобразуются в управляющие напряжения u_1 и u_2 . Эти напряжения усиливаются в усилителях моментных датчиков и, воздействуя на управляющие моментные датчики, заставляют антенну отрабатывать к нулю угловые рассогласования по курсу и тангажу.

Опорное напряжение фазового детектора формируется из непрерывного сигнала суммы, снимаемого с выхода узкополосного фильтра ФП-1 через усилитель-ограничитель. Использование непрерывного суммарного сигнала позволяет реализовать в ГСН способ пеленгации цели по методу мгновенной равносигнальной линии, требующий одновременного сравнения сигналов курса или тангажа с сигналом суммы. Поэтому использовать сигнал суммы с выхода ПУПЧ из-за несовпадения его во времени с сигналом курса и тангажа нельзя.

Сигнал суммы с выхода усилителя-ограничителя используется, кроме того, в системе скорости. Так как изменение амплитуды суммарного сигнала в системах сопровождения по угловым координатам и скорости не используется, то в усилителе отсутствует автоматическая регулировка усиления, а стабилизация выходного сигнала по амплитуде при изменении входного сигнала в широких пределах осуществляется за счет глубокого ограничения.

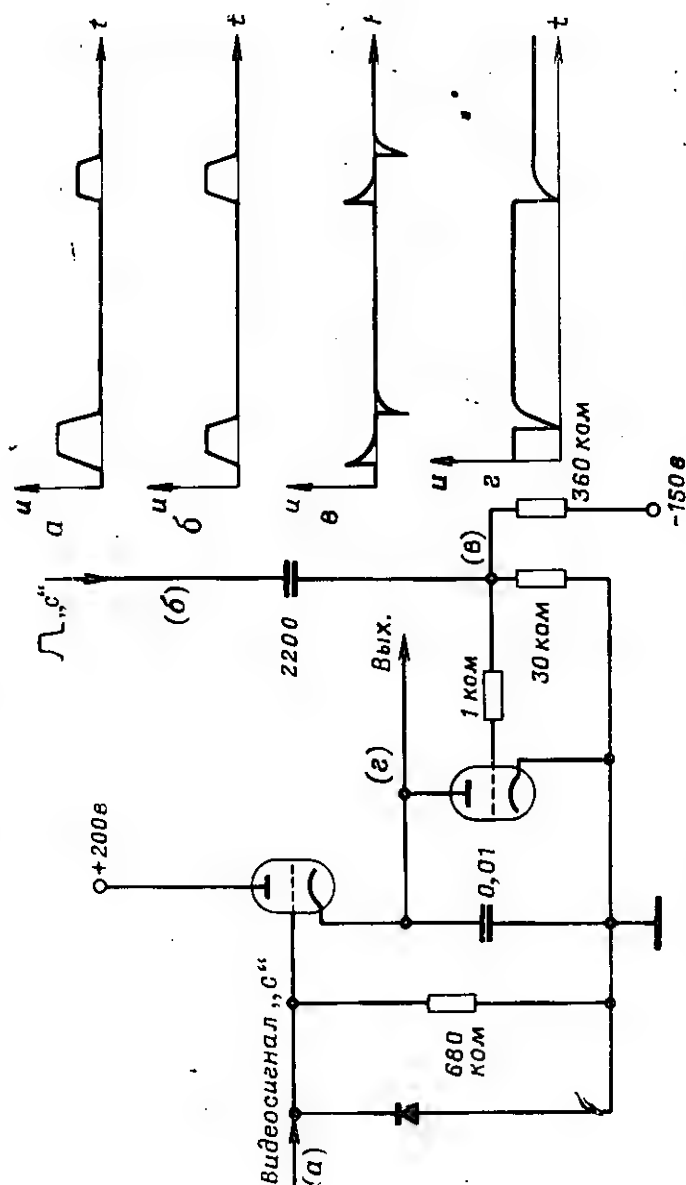


Рис. 187. Схема и диаграмма напряжений синхронного детектора

Суммарный сигнал на фазовые детекторы поступает через фазовращатели. Фазовращатели служат для компенсации фазовых сдвигов, возникающих из-за разбросов характеристик различных каналов приемного тракта. В канале тангажа, кроме того, необходим дополнительный фазовый сдвиг в 90° между напряжениями сигналов суммы и тангажа (см. рис. 173, б).

Выходные напряжения фазовых детекторов получаются в виде видеоимпульсов, величина и полярность которых зависят от величины углового рассогласования и соотношения фаз опорного и входного сигналов. Усиленные видеоимпульсы подаются на синхронный детектор. Разрядным импульсом детектора является импульс соответствующего канала K или T схемы клапанирования.

Напряжение с синхронного детектора поступает на корректирующее звено с передаточной функцией $Y_{\phi}(p)$, служащее для обеспечения требуемых характеристик следящей системы по угловым координатам (см. рис. 179).

Наведение антенны ГСН на цель осуществляется с помощью потенциометрической системы. С задающего потенциометра, находящегося в аппаратуре управления головкой самонаведения (АУГН) кабины К-3М, на вход усилителя моментного датчика поступает сигнал наведения, который сравнивается с напряжением обратной связи, снимаемым с движка потенциометра, установленного на соответствующей оси карданного подвеса гиросtabilизатора.

В режиме автосопровождения цели цепи наведения кабины К-3М размыкаются и управление антенной осуществляется по сигналам u_1 и u_2 , поступающим на вход усилителей моментных датчиков. Моментные датчики создают на осях прецессии гироскопов моменты, пропорциональные поступающим сигналам. Под действием этих моментов антенна поворачивается до тех пор, пока угловое рассогласование между направлением на цель и мгновенной равносигнальной линией не станет равным нулю, при этом будут равными нулю и сигналы u_1 и u_2 .

С гиросtabilизатора в счетно-решающий прибор выдаются сигналы ϵ_r , β_r и α_r , пропорциональные углам поворота рам карданного подвеса антенны, а также сигналы ω_1 и ω_2 , пропорциональные проекциям абсолютной угловой скорости линии визирования ракета — цель на курсовую и тангажную оси платформы. Сигнал α_r транзитом через СРП выдается в автопилот, где он используется для управления ракетой по крену.

Сигналы, пропорциональные величине углового рассогласования линии ракета — цель и МРСЛ, выдаются с выхода фазовых детекторов через корректирующий фильтр в радиовзрыватель для формирования команды ближнего взведения.

В блоке углового сопровождения имеется пороговая схема, сигнализирующая об ухудшении условий автоматического сопровождения головкой самонаведения цели по углам. Схема осуществляет амплитудное сравнение суммы сигналов курса и тангажа с суммарным сигналом и выдает команду «+27 в $u_p \geq nu_c$ » ($n = 0,7-0,8$) при соотношении амплитуд, удовлетворяющих неравенству $u_p \geq nu_c$, или при одновременном отсутствии сигналов u_p и u_c . С помощью схемы задержки времени через 4 сек после выполнения неравенства $u_p \geq nu_c$ в контрольный радиоответчик выдается команда «+27 в $u_p \geq nu_c$ », по которой контрольный радиоответчик начинает выработать пакеты импульсов ответа с частотой 1—3 гц.

Система скорости

Напряжение непрерывного сигнала суммарного канала после усилителя-ограничителя поступает на частотный кварцевый дискриминатор системы сопровождения по скорости.

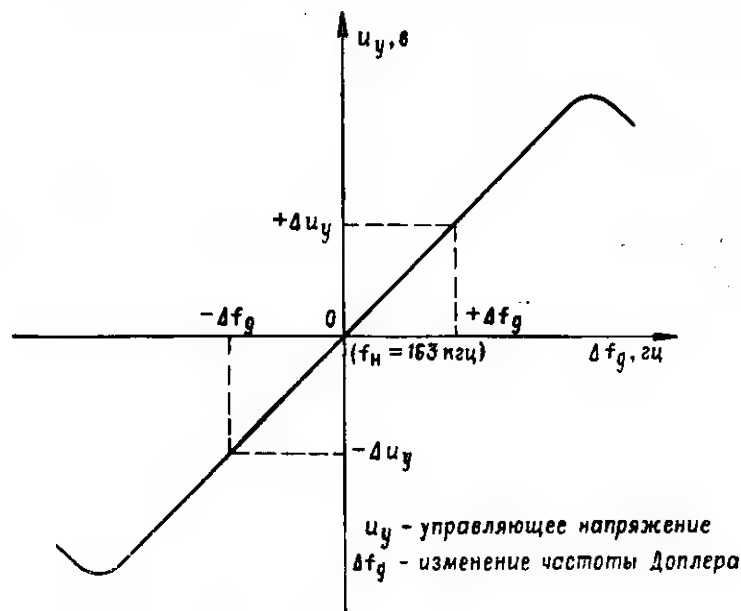


Рис. 188. Амплитудно-частотная характеристика дискриминатора

Ноль амплитудно-частотной характеристики дискриминатора совпадает с центром полосы пропускания узкополосного фильтра ФП-1 (рис. 188). С ограничителя напряжение частоты 300 кГц подается на смеситель См4, служащий для получения частоты 163 кГц, на которую настроен кварцевый дискриминатор. Напряжение гетеродина поступает от кварцевого генератора частоты 137 кГц.

Изменение частоты Доплера приводит к появлению на выходе дискриминатора соответствующего сигнала ошибки, который через два последовательно включенных интегратора и реактивную лампу воздействует на частоту LC-генератора $(3-f_d)$ МГц. Частота LC-генератора входит в опорное напряжение системы ФАП первого гетеродина и изменяет его частоту так, чтобы свести разностный сигнал Δf_d к нулю.

Наведение на сигнал, отраженный от выбранной цели, осуществляется системой наведения по скорости, размещенной в кабине К-3М.

Из ГСН в блок наведения АУГН выдаются напряжения с LC-генератора частоты $f_{LCV} = (3-f_d)$ МГц и опорное напряжение третьего гетеродина f_g . Эти напряжения сравниваются в частотно-фазовом детекторе блока наведения с напряжениями, поступающими из РПЦ и содержащими данные о доплеровском сдвиге частоты отраженного от цели сигнала. Цель следящей системы по скорости разрывается, и на вход интегратора подается из АУГН сигнал ошибки наведения. При появлении на выходе приемного устройства ГСН достаточно устойчивого сигнала (контроль ведется по индикатору АУГН) по команде оператора АУГН следящая система по скорости замыкается и начинается автоматическое сопровождение цели.

Для осуществления предстартовой подстройки частоты первого гетеродина ГСН на величину, определяемую разницей частот бортового и наземного задающих кварцевых генераторов, служит система автоматической подстройки частоты (АПЧ). В блоке наведения на частоте АУГН на частотно-фазовом дискриминаторе сравниваются частоты сигналов бортового задающего генератора $f_{кв6}$ и вспомогательного генератора f_{LCF} с частотами сигналов задающего кварцевого генератора РПЦ $f_{кв3}$ и генератора опорного напряжения $f_{оптсн}$.

Управляющее напряжение с выхода дискриминатора системы АПЧ выдается в ГСН на интегратор и через варикап управляет частотой генератора $f_{LCF} = 9,15 \pm \Delta F$ (ΔF — величина расстройки генераторов частот $f_{кв3}$ и $f_{кв6}$) до тех пор, пока напряжение на выходе дискриминатора не станет равным нулю. Частота генератора f_{LCF} через смеситель См6 вводится в опорное напряжение ФАП, изменяя частоту первого гетеродина.

Система АПЧ работает непрерывно до момента пуска ракеты, после чего управляющее напряжение снимается, интегратор переходит в режим «Память» предстартового напряжения наведения за счет большой постоянной времени интегратора. В полете медленные уходы частот генераторов f_{LCF} и $f_{кв6}$ отрабатываются следящей системой скорости.

Для параметрической компенсации доплеровского сдвига частоты в отраженном сигнале, вызываемого ускорениями ракеты в момент старта, на вход второго интегратора системы скорости подается напряжение с датчика продольных ускорений (ДПУ). ДПУ установлен на гироскопической платформе. Ось чувствительности датчика направлена по оси антенны. Частота Доплера, возникающая за счет ускорения ракеты, определяется составляющей скорости ракеты, действующей по линии ракета — цель $f_{др} \equiv V_r$ (рис. 189).

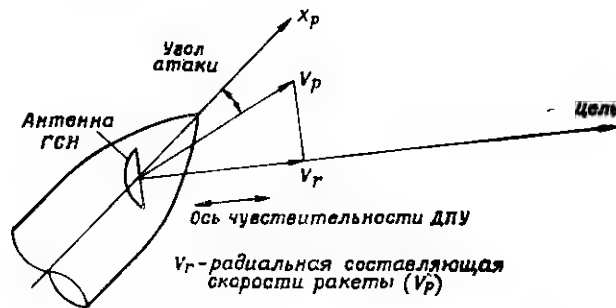


Рис. 189. К пояснению компенсации частоты Доплера за счет движения ракеты

ДПУ вырабатывает электрический сигнал, пропорциональный ускорению ракеты W_p в направлении линии ракета — цель. $W_p = \frac{dV_r}{dt}$, отсюда $dV_r = W_p dt$ и $f_{др} = \int_0^t W_p dt$.

Операцию интегрирования выполняет второй интегратор.

Как отмечалось выше, частота первого гетеродина $f_{г1} = Nf_{кв6} + f_{оп}$ зависит от трех составляющих: от частоты $f_{кв6}$ (определяющей стабильность клистрона порядка $\approx 10^{-9}$), от изменения частоты f_{LCF} системы АПЧ и от изменения частоты f_{LCV} системы сопровождения по скорости. Сигнал частоты $f_{кв6}$ вырабатывается задающим кварцевым генератором. Номинал частоты генератора определяется частотным литером, на котором работает РПЦ.

Напряжение с кварцевого генератора усиливается и поступает на двухкаскадный умножитель частоты. Сигнал частоты $Nf_{кв6}$ подается через фильтр на балансный смеситель системы ФАП. На этот же смеситель через направленный ответвитель подается часть мощности клистронного генератора.

Напряжение промежуточной частоты $f_{прФАП}$ сравнивается с опорным напряжением частоты $f_{оп}$, поступающим от смесителя СМ6 системы скорости.

Сигнал ошибки с выхода фазового детектора усиливается усилителем постоянного тока и через корректирующее звено системы ФАП подается на отражатель клистрона. Этот сигнал равен нулю только в случае равенства частот $f_{оп}$ и $f_{опФАП}$.

Выполненная по такой схеме система ФАП обеспечивает полосу удержания частоты клистрона не менее ± 15 МГц. Поскольку полоса захвата системы ФАП значительно уже полосы удержания ($f_{прФАП} \ll \Delta f_{г1}$), то за счет неустойчивости параметров клистрона его частота может оказаться вне полосы захвата. Поэтому для подстройки частоты клистрона под частоту $f_{кв6} + f_{опФАП}$ в системе ФАП применена схема поиска.

При отсутствии захвата по частоте следящая система ФАП размыкается и для подключенного к выходу фазового детектора RC-генератора выполняются условия самовозбуждения. RC-генератор начинает вырабатывать синусоидальное напряжение частоты 50 Гц и управлять частотой клистронного генератора. Диапазон перестройки клистрона по частоте в этом случае будет пропорционален амплитуде напряжения поиска. Как только разность между промежуточной частотой $f_{прФАП}$ и опорной частотой $f_{оп}$ фазового детектора будет равна ширине полосы захвата следящей системы или меньше ее, на выходе фазового детектора появится сигнал ошибки. Знак сигнала ошибки противоположен напряжению поиска. За счет большого коэффициента усиления в петле ФАП напряжение поиска компенсируется до величины динамической ошибки следящей системы. Так как выходы фазового детектора и RC-генератора поиска имеют общую нагрузку, то при компенсации напряжения поиска нарушаются условия генерации и колебания RC-генератора срываются.

Функциональная схема ГСН построена таким образом, что неустойчивости частот генераторов $f_{г1}$ и $f_{г2}$ не влияют на работу следящих систем (см. рис. 180).

В самом деле, $f_{пр} = f_{г1} - f_0$; подставляя значения $f_{г1}$ и f_0 , получаем

$$f_{пр1} = N(f_{кв6} - f_{кв3}) + f_{ФКМ} - f_{оп} - f_{д}.$$

Но $f_{оп} = f_{СМ5} - f_{LCF}$; в свою очередь $f_{СМ5} = f_{г1} - f_{LCV}$.

Отсюда $f_{оп} = f_{г2} - f_{LCV} - f_{LCF}$.

Так как $f_{LCV} = (3 - f_{д})$ МГц, то

$$\begin{aligned} f_{пр1} &= N(f_{кв6} - f_{кв3}) + f_{ФКМ} + f_{г2} - 3 \text{ МГц} + f_{д} - f_{LCF} - f_{д} = \\ &= N(f_{кв6} - f_{кв3}) + f_{ФКМ} + f_{г2} - 3 \text{ МГц} - f_{LCF}. \end{aligned}$$

В первой промежуточной частоте отсутствует доплеровский сдвиг по частоте в отраженном от выбранной цели сигнале.

Вторая промежуточная частота

$$f_{\text{пр}_2} = f_{\text{г}_2} - f_{\text{пр}_1} = f_{\text{г}_2} + N(f_{\text{кв}_3} - f_{\text{кв}_6}) - f_{\text{ФКМ}} - f_{\text{г}_2} + \\ + 3 \text{ МГц} + f_{\text{LCF}} = N(f_{\text{кв}_3} - f_{\text{кв}_6}) - f_{\text{ФКМ}} + 3 \text{ МГц} + f_{\text{LCF}}$$

не содержит частоты второго гетеродина, т. е. нестабильность частоты генератора $f_{\text{г}_2}$ не влияет на работу ГСН.

Третья промежуточная частота

$$f_{\text{пр}_3} = f_{\text{пр}_2} - f_{\text{г}_3} = N(f_{\text{кв}_3} - f_{\text{кв}_6}) - f_{\text{ФКМ}} + f_{\text{LCF}} + \\ + 3 \text{ МГц} - f_{\text{г}_3} = N(f_{\text{кв}_3} - f_{\text{кв}_6}) - f_{\text{ФКМ}} + f_{\text{LCF}}$$

Из формулы для $f_{\text{пр}_3}$ получен закон подстройки для блока наведения по частоте АУГН:

$$N(f_{\text{кв}_3} - f_{\text{кв}_6}) - f_{\text{ФКМ}} + f_{\text{LCF}} = 0,3 \text{ МГц}.$$

Система дальности

Как отмечалось выше, в режиме работы с селекцией по дальности должно осуществляться непрерывное совмещение кода принятого ФКМ сигнала с возбужденным кодом сигнала гетеродина. Возбуждение обеспечивает получение сигнала ошибки следящей системы дальности, амплитуда которой определяет величину, а знак — направление рассовмещения кодов сигнала и гетеродина.

Возбуждение осуществляется за счет подачи на вход реактивной лампы, управляющей частотой генератора $f_{\text{кв}_2} = 2,475 \text{ МГц}$, напряжения с RC-генератора частоты 40 гц. Период частоты 2,475 МГц равен длительности дискрета $\tau = 0,4 \text{ мксек}$ кода фазовой манипуляции. Амплитуда напряжения возбуждения выбирается такой, при которой изменение фазы напряжения частоты $f_{\text{кв}_2}$ не превышало бы половины периода колебания.

Для формирования кодовой последовательности напряжения второго гетеродина напряжение кварцевого генератора $f_{\text{кв}_1}$ поступает на двухкаскадный делитель частоты. Тактовые импульсы с частотой 165 кГц поступают на генератор кода и в контрольный радиоответчик для его синхронизации.

В генераторе кода на трех линиях задержки формируются последовательности импульсов, соответствующие коду ФКМ. Величина задержки в одной ячейке соответствует длительности одного дискрета τ .

Импульсами кодовой последовательности управляется модулятор, состоящий из двух ключевых каскадов, на которые подается напряжение частоты генератора $f_{\text{г}_2} = 35,2475 \text{ МГц}$.

При этом на один из ключевых каскадов напряжение подается сдвинутым по фазе на 151° , а на другой — без фазового сдвига. Ключевые каскады имеют общую нагрузку, с которой фазоманипулированный сигнал поступает на второй смеситель приемного устройства в качестве гетеродицирующего напряжения.

Для разгрузки системы дальности от действия продольного ускорения ракеты на вход интегратора поступает сигнал от ДПУ (аналогично системе скорости).

Наведение по дальности осуществляется за счет сравнения во временном дискриминаторе АУГН тактовых импульсов ГСН с тактовыми импульсами РПЦ. Напряжение ошибки наведения подается на интегратор системы сопровождения по дальности, вход которого в режиме наведения отключается от выхода фазового детектора.

После совмещения кода напряжения гетеродина с кодом отраженного от цели сигнала система может быть переведена в режим автоматического сопровождения по дальности.

При работе комплекса без селекции целей по дальности по команде, поступающей из АУГН, фазовая манипуляция гетеродина снимается и слежение за целью осуществляется только по углам и скорости. Фазовая манипуляция выключается также и при стрельбе по цели — постановщику активной помехи. В этом случае на следящую систему по скорости поступает команда «Активная помеха». По этой команде на вход первого интегратора системы скорости выдается отрицательное напряжение, под действием которого генератор частоты f_{LCV} перестраивается на нижнюю границу своего диапазона, соответствующую максимальной доплеровской частоте $f_{\text{д макс}}$ порядка 150 кГц. В этом случае автоматическое сопровождение цели будет осуществляться следящей системой по угловым координатам. Следящая система скорости будет работать по фиксированной доплеровской частоте $f_{\text{д макс}}$, присутствующей в спектре шумовой помехи.

4. СЧЕТНО-РЕШАЮЩИЙ ПРИБОР 5322 (5323)

Составляющие команд управления

Счетно-решающий прибор предназначен для формирования сигналов управления ракетой при самонаведении ее на цель, а также для выработки и подачи команды дальнего взведения на радиовзрыватель и команды начала управления в автотопилот.

В зависимости от метода самонаведения в СРП предусмотрены два режима работы, обеспечивающие формирование команд управления: режим работы при самонаведении раке-

ты с постоянным углом упреждения и режим работы при самонаведении ракеты по методу пропорционального сближения.

При наведении ракеты по методу пропорционального сближения команды управления формируются СРП по следующим функциональным зависимостям:

в плоскости курса

$$\lambda_1 = \kappa_{\text{СРП}} \left[\omega_1 + \beta_r p Y_2^*(p) + \frac{g \sin \gamma}{2\dot{D}} Y_3(p) \right] Y_1(p) Y_6(p);$$

в плоскости тангажа

$$\lambda_2 = \kappa_{\text{СРП}} \left\{ \left[\omega_2 + \epsilon_r p Y_2^*(p) + \frac{g \cos \gamma}{2\dot{D}} Y_3(p) \right] Y_1(p) + \right. \\ \left. + 0,7 \frac{g n_x \epsilon_r Y_4(p)}{2\dot{D}} Y_5(p) \right\} Y_6(p),$$

где $\kappa_{\text{СРП}}$ — крутизна команд управления;

ω_2 и ω_1 — абсолютные угловые скорости линии визирования в плоскости тангажа и курса;

β_r и ϵ_r — текущие углы упреждения в плоскости курса и тангажа;

g — ускорение силы тяжести;

$\sin \gamma$ и $\cos \gamma$ — проекции составляющих ускорения силы тяжести в плоскостях курса и тангажа;

$\dot{D}$ — расчетное значение скорости сближения ракеты с целью в точке встречи;

$g n_x$ — продольное ускорение ракеты;

$Y_1(p)$ — передаточная характеристика фильтра для обеспечения необходимой устойчивости контура управления;

$Y_2(p)$, $Y_4(p)$, $Y_5(p)$ — передаточные характеристики фильтров для сглаживания поступающих сигналов;

Y_2^* — передаточная характеристика фильтра, параметры которого различны для значений $\epsilon_r < 9^\circ$ и $\epsilon_r > 9^\circ$;

$Y_3(p)$ — передаточная функция фильтра для обеспечения устойчивости контура взаимосвязи каналов курса и тангажа через канал крена;

$Y_6(p)$ — передаточная функция фильтра для подавления изгибных колебаний в контуре управления;

γ — угол крена ракеты относительно земной системы координат.

Компенсационные составляющие команды управления устраняют искажения траектории:

$\beta_r p Y_2^*(p)$ и $\epsilon_r p Y_2^*(p)$ — за счет влияния обтекателя;

$\frac{g \cos \gamma}{2\dot{D}}$ и $\frac{g \sin \gamma}{2\dot{D}}$ — за счет влияния веса ракеты;

$\frac{g n_x \epsilon_r Y_4(p)}{2\dot{D}}$ — за счет влияния продольного ускоре-

рения на гироплатформу.

Остановимся на природе этих искажений несколько подробнее.

Обтекатель может внести в управляющий сигнал ошибку, вызванную различной величиной коэффициента преломления электромагнитной энергии в его стенках. В вытянутом обтекателе величина преломления луча будет зависеть от величины угла между осью антенны и осью симметрии обтекателя. Измеряемая угловая скорость поворота антенны головки самонаведения будет отличаться от истинной угловой скорости линии ракета — цель.

На рис. 190 для неподвижной ракеты показаны два положения цели и соответствующие углы перемещения антенны ГСН ($\Delta \epsilon_A$) и линии ракета — цель ($\Delta \epsilon_D$).

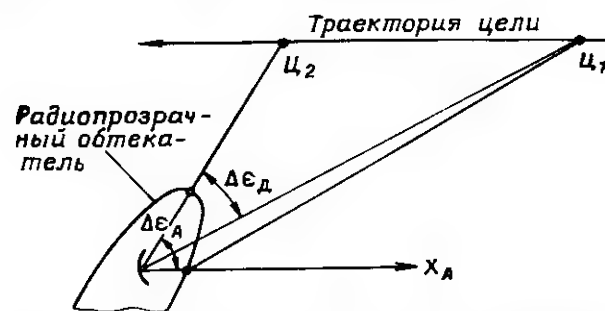


Рис. 190. К пояснению влияния обтекателя на формирование команд управления

Из этого рисунка видно, что $\Delta \epsilon_A \neq \Delta \epsilon_D$ и, следовательно, угловая скорость поворота антенны не равна угловой скорости поворота линии ракета — цель. В команду управления необходимо ввести поправку на обтекатель, зависящую от углового упреждения цели относительно продольной оси ракеты.

При наведении ракеты по методу пропорционального сближения ракета может лететь к цели с креном γ по отношению к земной системе координат (рис. 191). Информацию о крене ракеты выдает свободный гироскоп автопилота в виде напряжений, пропорциональных величинам $g \sin \gamma$ и $g \cos \gamma$. Команды управления, формируемые счетно-решающим прибором, вырабатываются в системе координат, связанной с головкой

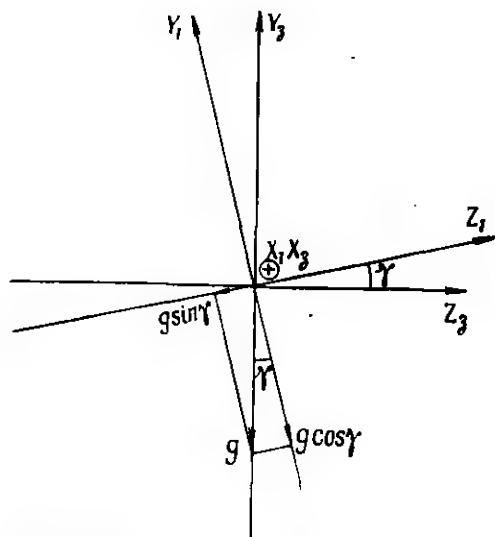


Рис. 191. К пояснению компенсации веса ракеты в командах управления:
 X_z, Y_z, Z_z — земная система координат; X_i, Y_i, Z_i — система координат, связанная с ракетой

самонаведения (Y_i, Z_i). Так как вес ракеты действует в земной системе координат, а команды формируются в системе координат, связанной с головкой самонаведения, то при наличии крена силу веса ракеты необходимо разложить на составляющие в плоскостях курса и тангажа и соответственно им ввести поправки в команды управления.

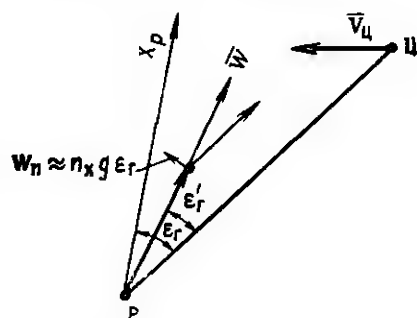


Рис. 192. К пояснению компенсации продольного ускорения в команде управления

Составляющая продольного ускорения, перпендикулярная к линии ракеты — цель (рис. 192), является постоянно действующим входным возмущением контура управления. Для

уменьшения динамических ошибок наведения необходимо в команду управления ввести компенсационную поправку.

Компенсационная поправка, зависящая от продольного ускорения ракеты:

$$\omega_{2k.y} = \frac{g n_x [\epsilon_r Y_4(p)]}{2\dot{J}} Y_6(p)$$

вводится только в канал тангажа. В плоскости курса, как отмечалось при рассмотрении гиросtabilизатора, при методе пропорционального сближения угол β_r обнуляется.

Продольное ускорение ракеты $g n_x$ непрерывно замеряется датчиком продольных ускорений, установленным на борту ракеты, и вводится в счетно-решающий прибор.

При наведении ракеты с постоянным углом упреждения команды управления формируются по следующим зависимостям:

в плоскости курса

$$\lambda_1 = \kappa_y [(\beta_r \mp \beta_{r0}) + p \beta_r Y_2^*(p)] Y_1(p) Y_6(p);$$

в плоскости тангажа

$$\lambda_2 = \kappa_y [(\epsilon_r - \epsilon_{r0}) + p \epsilon_r Y_2^*(p)] Y_1(p) Y_6(p),$$

где κ_y — коэффициент усиления счетно-решающего блока при данном методе самонаведения;

β_r и ϵ_r — углы между продольной осью ракеты и линией ракета — цель в плоскости курса и тангажа соответственно;

β_{r0} — постоянный угол упреждения, зависящий от курса цели (вводится цифровой вычислительной машиной перед стартом);

ϵ_{r0} — постоянный угол упреждения, равный 35° ;

$Y_1(p), Y_2(p), Y_6(p)$ — передаточные функции.

Функциональная схема счетно-решающего прибора

В соответствии с требуемыми законами выработки команд счетно-решающий прибор (рис. 193) выполняет математические действия умножения, деления, суммирования и масштабные преобразования. Умножение и деление осуществляется с помощью электромеханических следящих систем. Суммирование и масштабные преобразования осуществляются с помощью операционных ламповых усилителей постоянного тока.

Переключение режимов самонаведения осуществляется по команде, выдаваемой с программного механизма ракеты (ПМК-60Д). Выбор метода наведения производится с по-

сумму трех составляющих: основного сигнала ω_2 и компенсационных поправок $p_{\epsilon_T} Y_2^*(p)$ и $\frac{g \cos \gamma}{2\dot{D}} Y_3(p)$.

С выхода усилителя Т1 суммарный сигнал подается на выходной операционный усилитель Т2. На второй вход этого усилителя поступает сигнал компенсации продольного ускорения $\frac{g n_{x\epsilon_T} Y_4(p)}{2\dot{D}} Y_5(p)$.

Сигнал, пропорциональный продольному ускорению ракеты $g n_x$ и вырабатываемый датчиком продольных ускорений, поступает на систему умножения. На второй вход системы умножения поступает сигнал $\epsilon_T Y_4(p)$, который формируется усилителем Т4 с передаточной характеристикой $Y_4(p)$. С выхода системы умножения сигнал $g n_{x\epsilon_T} Y_4(p)$ подается на умножитель, посредством которого производится умножение этого сигнала на величину $\frac{1}{2\dot{D}}$. С выхода умножителя сигнал

$\frac{g n_{x\epsilon_T} Y_4(p)}{2\dot{D}}$ подается на операционный усилитель Т3, где сглаживается фильтром. Операционный усилитель Т3 и фильтр формируют передаточную характеристику $Y_5(p)$. С выхода фильтра сигнал $\frac{g n_{x\epsilon_T} Y_4(p)}{2\dot{D}} Y_5(p)$ поступает на выходной усилитель Т2, где происходит сложение этого сигнала с сигналом, вырабатываемым усилителем Т1. Усилитель Т2 формирует передаточную функцию $Y_6(p)$.

Таким образом формируется команда λ_{ϵ} .

Для обеспечения работы в режиме самонаведения с постоянным углом упреждения от цифровой вычислительной машины на вход СРП поступает команда «3 ЦВМ». По этой команде готовится цепь включения команды переключения режима. Эта команда выдается по сигналу «+27 в до 30 сек», поступающему с программного механизма ПМК-60Д. Реле переключения режимов своими контактами подключает к корпусу входную цепь усилителя Т1 по сигналу ω_2 , разрывает цепи прохождения сигналов $\frac{g n_{x\epsilon_T} Y_4(p)}{2\dot{D}}$ и $\frac{g \cos \gamma}{2\dot{D}}$ на вход усилителя Т1 и замыкает цепь прохождения сигнала, пропорционального углу поворота антенны ГСН ϵ_T и углу упреждения ϵ_{r_0} .

Таким образом, на вход усилителя Т1 в этом режиме подаются сигналы ϵ_T , ϵ_{r_0} и $p_{\epsilon_T} Y_2^*(p)$. Результирующий сигнал поступает на выходной усилитель Т2.

Аналогично командам управления λ_{ϵ} формируются команды управления λ_z в плоскости курса.

Сигнал упреждения β_{r_0} в канале курса вырабатывается специальной схемой, на вход которой до старта ракеты подаются команды от ЦВМ « β_T влево» и « β_T вправо» в зависимо-

сти от курса цели. При отсутствии команд «+ β_T влево» и «- β_T вправо» сигнал β_{r_0} не выдается ($\beta_{r_0} = 0$).

Команда «Начало управления» («НУ») вырабатывается и подается в автопилот схемой задержки через 1 сек после сброса ускорителей.

Команда дальнего взведения («ДВ») в радиовзрыватель выдается по команде «3 ЦВМ» на 45-й секунде, если встреча ракеты с целью произойдет в дальней зоне, и на 20-й секунде, если точка встречи находится в ближней зоне (команда «3 ЦВМ» отсутствует).

5. БОЕВАЯ ЧАСТЬ, РАДИОВЗРЫВАТЕЛЬ И ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНО-ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЙ МЕХАНИЗМ

В ракете 5В21А устанавливается боевая часть (БЧ) 5Б14Ш, область поражения которой представляет собой сферу с двумя коническими вырезами в передней и задней полусферах. Углы при вершинах конусов равны 60° . Статический угол разлета поражающих элементов в боковой плоскости составляет 120° (рис. 194).

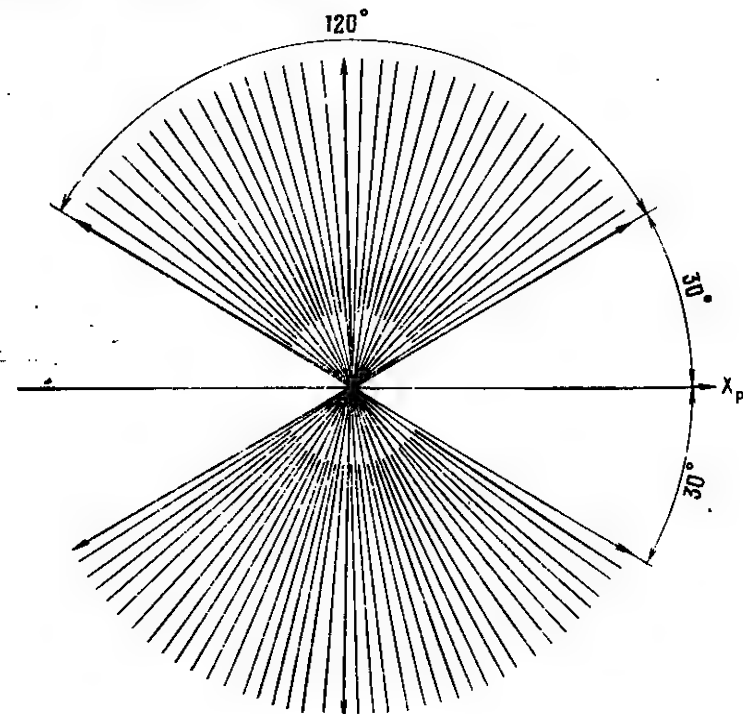


Рис. 194. Диаграмма разлета поражающих элементов боевой части 5Б14Ш

Такая боевая часть в отличие от боевых частей, имеющих узконаправленное поле разлета поражающих элементов, обеспечивает покрытие цели поражающими элементами при всех возможных условиях встречи ракеты с целью.

Поражающими элементами боевой части являются стальные шарики, имеющие начальную скорость разлета в статике 1700 м/сек. Диаметр шариков 9,5 мм (21 000 шт.) и 7,9 мм (16 000 шт.). Вес боевой части — 220 кг; вес взрывчатого вещества ТГ-20/80 — 90 кг (рис. 195).

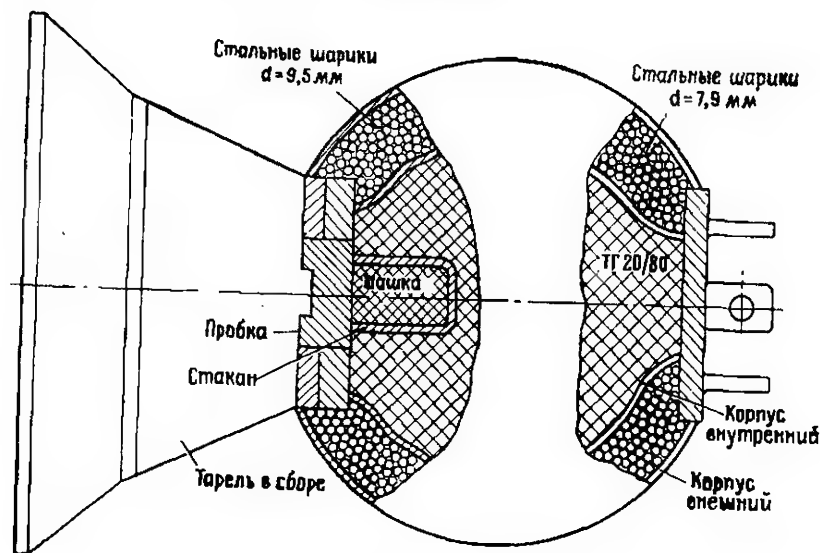


Рис. 195. Боевая часть 5Б14Ш

В ракете 5В21А установлен радиовзрыватель 5Е24Ф, представляющий собой двухканальное радиотехническое устройство полуактивного типа.

Радиовзрыватель совместно с боевой частью обеспечивает поражение цели как при отсутствии радиопомех, так и при их наличии. Предусмотрено два режима работы РВ.

Первый режим «Сигнал»; применяется по цели без помех и по цели, прикрытой пассивной помехой; в этом режиме для определения момента срабатывания РВ используется принцип Доплера при непрерывном облучении цели высокочастотной энергией РПЦ.

Второй режим «Помеха»; применяется по цели — постановщику активной помехи; для определения момента срабатывания РВ используется принцип фазовой пеленгации цели.

Принцип работы РВ по цели без помех и по цели, прикрытой пассивной помехой (в режиме «Сигнал»)

Принцип работы радиовзрывателя в этом режиме поясняется рис. 196, на котором в плоской системе координат показаны РПЦ, ракета с РВ в полете и цель, которую необходимо поразить. Ракета движется со скоростью V_p , а цель — со скоростью V_c . Угол между направлением вектора скорости цели и линией визирования цель — РПЦ — ϵ_c . Угол между направлением вектора скорости ракеты и линией визирования ракета — цель — ϵ_r .

Будем считать, что РПЦ излучает сигнал с постоянной частотой $f_0 = \text{const}$. Тогда частота сигнала, поступающего на антенну ГСН ракеты, будет равна

$$f_c = f_0 + f_d,$$

где f_d — частота Доплера.

Частота f_d включает две составляющие

$$f_d = f'_d + f''_d,$$

где f'_d — составляющая частоты Доплера за счет движения цели относительно РПЦ;

f''_d — составляющая частоты Доплера за счет относительного движения ракеты и цели.

Значения этих частот можно определить по следующим зависимостям:

$$f'_d = \frac{V_c}{\lambda_0} \cos \epsilon_c;$$

$$f''_d = \frac{V_{\text{отн}}}{\lambda_0} \cos \theta,$$

где $V_{\text{отн}}$ — относительная скорость ракеты и цели ($V_{\text{отн}} = V_c + V_p$, рис. 197);

θ — угол между направлением вектора относительной скорости и линией визирования ракета — цель.

Диапазон изменения доплеровских составляющих f'_d и f''_d будет определяться диапазоном скоростей ракеты, цели и значений углов ϵ_c , ϵ_r .

Для определения момента срабатывания радиовзрывателя необходимо знать характер изменения составляющих f'_d и f''_d в непосредственной близости ракеты от цели, т. е. с момента, когда до полета ракеты к цели остаются доли секунды. В непосредственной близости ракеты от цели f'_d остается практически постоянной, так как угол ϵ_c и скорость V_c не успевают значительно измениться, а f''_d претерпевает значительные изменения, уменьшаясь до нулевого значения в момент встречи ракеты с целью (угол θ увеличивается и стремится к 90° , а $\cos \theta$ — к нулю).

Для определенной относительной скорости $V_{отн}$ каждому углу θ , θ_1 , θ_2 соответствует своя частота f'_d , f''_{d1} , f''_{d2} , причем $f'_d > f''_{d1} > f''_{d2}$ (рис. 198).

Согласование радиовзрывателя с боевой частью осуществляется таким образом, чтобы вектор скорости поражающих элементов $\vec{V}_{пор.эл}$ в статике был направлен перпендикулярно к вектору относительной скорости $\vec{V}_{отн}$ ракеты и цели.

Зная значение скоростей $V_{пор.эл}$ и $V_{отн}$ и выбрав из условий согласования радиовзрывателя с боевой частью угол подрыва боевой части $\theta_{подр}$, можно определить частоту Доплера в момент подрыва ракеты:

$$f_{д.подр} = f'_d + f'_d = \frac{V_{отн}}{\lambda_0} \cos \theta_{подр} + \frac{V_{ц}}{\lambda_0} \cos \epsilon_{ц}.$$

Степень согласования РВ с БЧ определяется из условия накрытия цели поражающими элементами с достаточной плотностью и скоростью соударения с целью. В зависимости от того, где находится цель в момент срабатывания РВ, может произойти или не произойти накрытие ее осколками боевой части (рис. 199).

В реальных условиях стрельбы диапазон изменения относительных скоростей весьма значителен. Каждой относительной скорости должен соответствовать свой угол подрыва, следовательно, и своя частота Доплера подрыва. В общем случае для определения момента срабатывания на выходе приемного устройства радиовзрывателя необходимо иметь перестраиваемый фильтр, что технически трудно выполнимо.

Поэтому в радиовзрывателе 5Е24Ф применен способ определения момента срабатывания, который позволяет для всего заданного диапазона относительных скоростей, высот полета цели и начальной скорости осколков БЧ применить на выходе приемного устройства радиовзрывателя фильтр с постоянной отстройкой $\Delta F_{д.подр} = 8 \text{ кгц}$, которая получается как разность частот Доплера (рис. 200):

$$\Delta F_{д.подр} = f_{д\tau} - f_d,$$

где f_d — текущее значение частоты Доплера;

$f_{д\tau}$ — частота Доплера, которая имела место до потери цели ГСН.

При $\Delta F_{д.подр} = 8 \text{ кгц}$ вероятность поражения цели для реальных условий стрельбы остается в заданных пределах.

Для запоминания частоты $f_{д\tau}$ и выдачи ее для сравнения после потери цели ГСН используется блок электронной памяти.

Величина частоты f_d до момента потери цели ГСН изменяется сравнительно плавно. В последующем частота f_d умень-

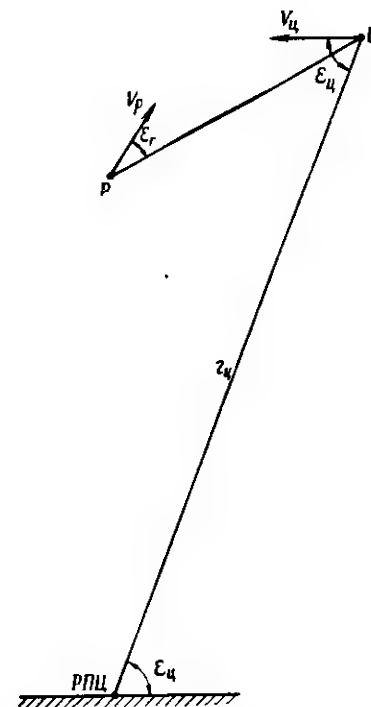


Рис. 196. К пояснению использования принципа Доплера в работе РВ

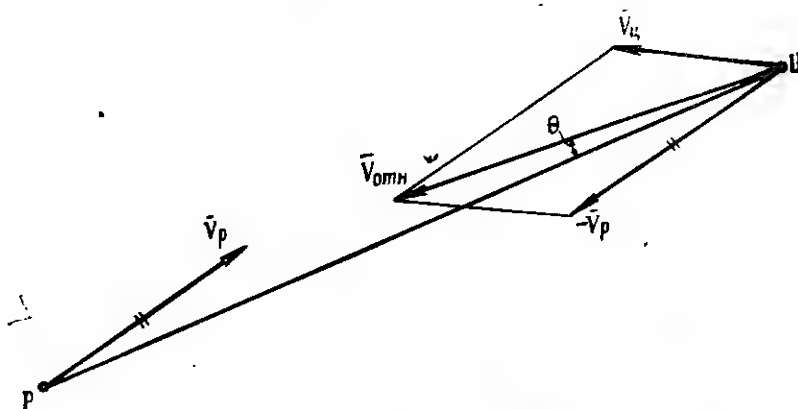


Рис. 197. К пояснению получения относительной скорости

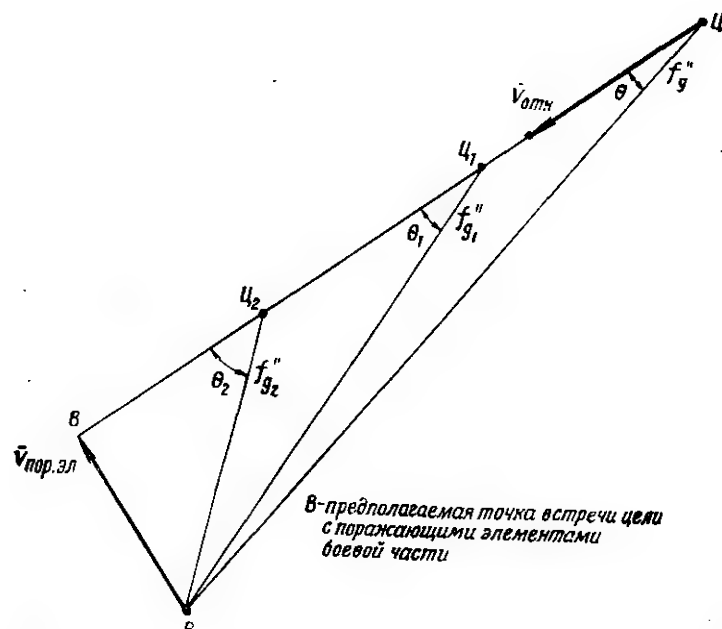


Рис. 198. К пояснению изменения угла подрыва в непосредственной близости ракеты от цели

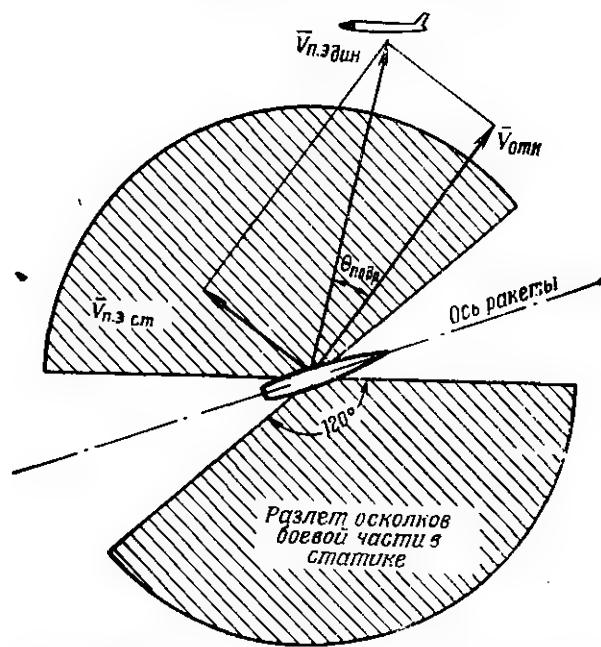


Рис. 199. К пояснению согласования радиовзрывателя с боевой частью

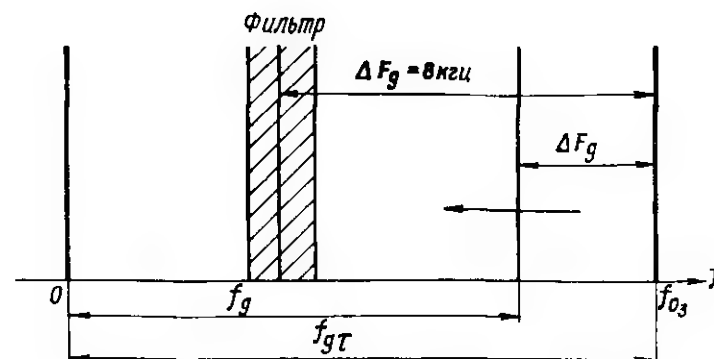


Рис. 200. К пояснению получения частоты $\Delta F_d = 8 \text{ кГц}$

шаясь, изменяется очень быстро. В первый момент сравнения, когда ГСН потеряла цель, частоты $f_{д-}$ и $f_{д+}$ равны, следовательно, $\Delta F_d = 0$; далее $f_{д-}$ практически не меняется, а $f_{д+}$ уменьшается, следовательно, ΔF_d растет. Когда разница ΔF_d станет равна 8 кГц, произойдет срабатывание исполнительной схемы РВ и подрыв боевой части.

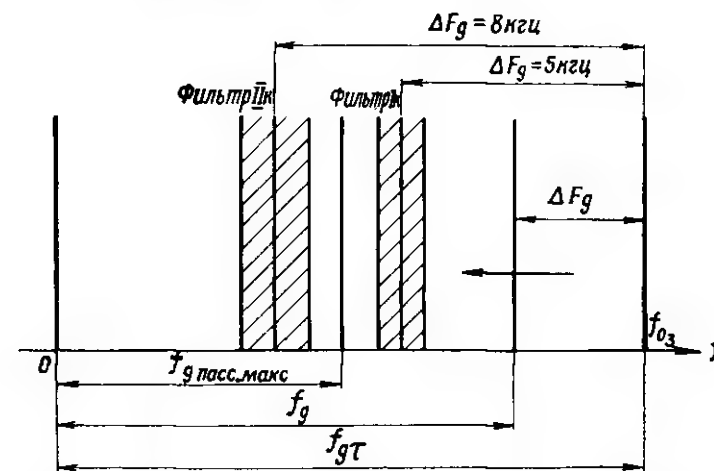


Рис. 201. К пояснению получения частот $\Delta F_d = 8 \text{ кГц}$ и $\Delta F_d = 5 \text{ кГц}$ при наличии пассивной помехи

В случае применения пассивных помех в сигнале РПЦ, помимо частоты $f_{д+}$, появляется составляющая частоты Доплера за счет пассивной помехи $f_{д+пасс}$, спектр частот которой зависит от скорости движения пассивной помехи и скорости ракеты.

ты. При некоторых условиях частота $f_{\text{Дпасс}}$ при сравнении с частотой $f_{\text{Дс}}$ может создать разность частот $\Delta F_{\text{Дподр}} = 8 \text{ кГц}$, что приведет к преждевременному подрыву боевой части. Необходимо отметить, что $f_{\text{Дс}}$ составляющих пассивной помехи не содержит, так как в электронном блоке памяти запоминается частота $f_{\text{ДГСН}}$, поступающая с ГСН, а ГСН обладает высокой селекцией по отношению к пассивной помехе.

Для повышения эффективности стрельбы срабатывание радиовзрывателя в условиях пассивных помех производится при $\Delta F_{\text{Дподр}} = 5 \text{ кГц}$, так как такая разность частот $f_{\text{Дс}}$ и $f_{\text{Дпасс}}$ в реальных условиях стрельбы мало вероятна (рис. 201). Это обеспечивает помехоустойчивую работу РВ в условиях пассивных помех, но не является лучшим с точки зрения эффективного поражения цели.

Таким образом, подрыв боевой части при отсутствии пассивных помех должен производиться при достижении $\Delta F_{\text{Дподр}}$ значения, равного 8 кГц , а при наличии пассивных помех — значения, равного 5 кГц . Это обеспечивается путем применения двух фильтров на выходе приемного устройства РВ (рис. 202).

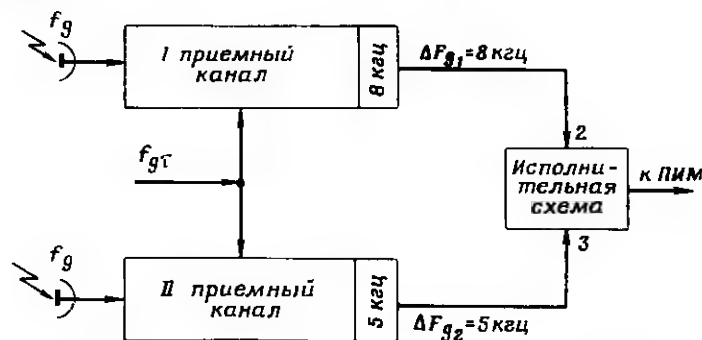


Рис. 202. Упрощенная блок-схема РВ 5Е24Ф в режиме «Сигнал»

Фильтры имеют отстройку 5 кГц и 8 кГц и работают на одну исполнительную схему. Срабатывание РВ происходит в момент прохождения сигналов через оба фильтра в любой последовательности.

При отсутствии пассивных помех в период сравнения частот Доплера вначале сигнал пройдет через фильтр с отстройкой 5 кГц , а в момент прохождения сигнала через фильтр с отстройкой 8 кГц произойдет срабатывание радиовзрывателя.

При наличии пассивных помех фильтр с отстройкой 8 кГц сразу же с начала сравнения частот Доплера может пропустить сигнал за счет наличия составляющей от пассивной по-

мехи. Тогда срабатывание РВ произойдет в момент прохождения сигнала через фильтр с отстройкой 5 кГц , что приведет к незначительному снижению эффективности стрельбы.

Принцип работы РВ по постановщику активной помехи (в режиме «Помеха»)

При стрельбе по постановщику активной помехи для определения момента срабатывания РВ используется фазовый метод мгновенной равносигнальной линии. Радиовзрыватель работает как двухканальный фазовый радиопеленгатор пассивного типа. В качестве высокочастотного сигнала используется сигнал активной помехи.

Для реализации этого метода РВ имеет две антенны, фазовые центры которых разнесены на расстояние d и расположены вдоль продольной оси антенны ГСН (рис. 203).

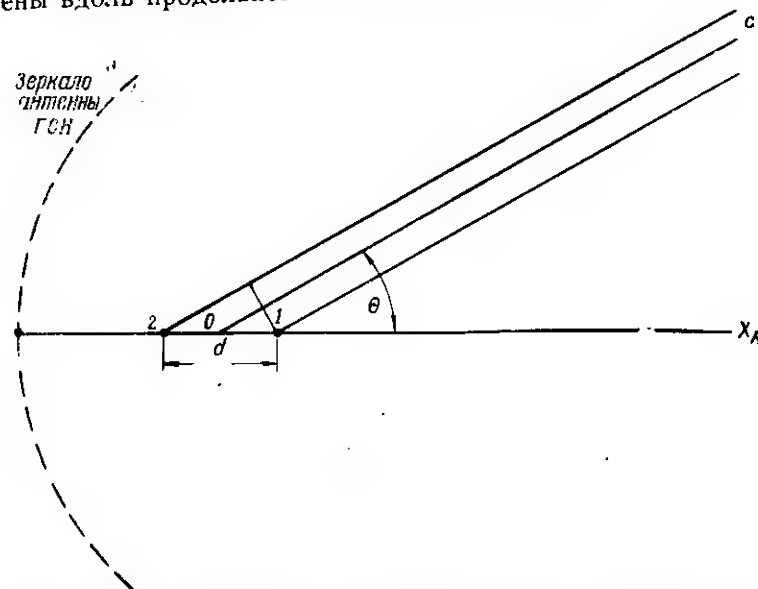


Рис. 203. К пояснению фазового метода мгновенной равносигнальной линии

Постановщик активной помехи представляет собой точечный источник электромагнитной энергии. При нахождении источника помех на линии ОС, т. е. под углом по отношению к оси X_A (продольной оси антенны ГСН), сигналы помехи, принятые антеннами 1 и 2, будут равны по амплитуде, но смещены по фазе. Сигнал, приходящий в антенну 2, будет отставать по фазе на угол $\varphi = \frac{2\pi d}{\lambda_0} \cos \theta$ по отношению к сигналу, принятому антенной 1.

Угол $\theta_{\text{подр}}$, определяющий положение цели относительно ракеты в момент подрыва боевой части, рассчитывается перед стартом и вводится в РВ в виде разности фаз сигналов антенн 1 и 2, соответствующих этому углу (в тракт антенны 1 вводится сдвиг по фазе на угол $\varphi_{\text{подр}}$). При работе радиовзрывателя производится сравнение по фазе сигналов, принятых антеннами 1 и 2, с учетом сдвига по фазе $\varphi_{\text{подр}}$, введенного в первый приемный канал. Подрыв боевой части осуществляется в момент попадания цели на равносигнальную поверхность (рис. 204) при разности фаз между первым и вторым каналом

$$\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_{\text{подр}} = 0,$$

где φ_2 — текущее значение фазы, обусловленное разнесом антенн.

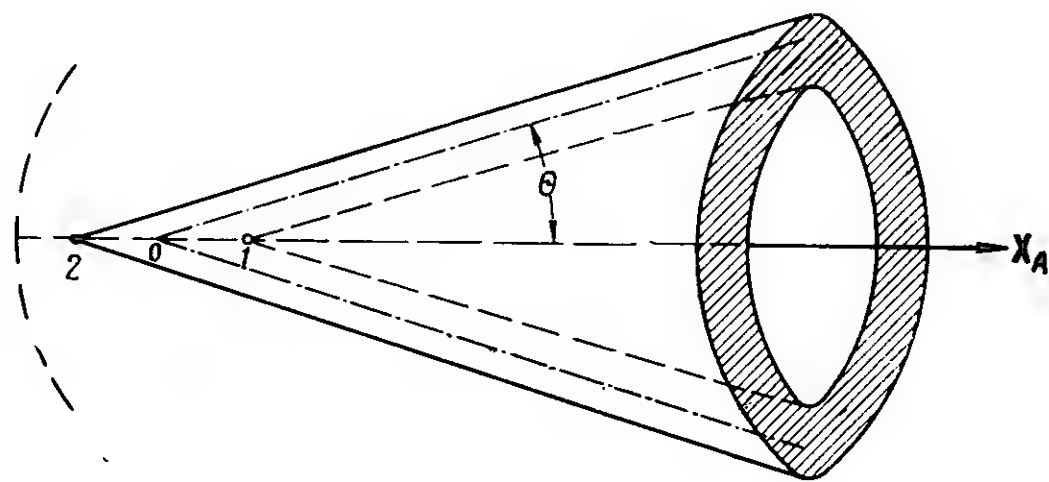


Рис. 204. Равносигнальная поверхность

Сдвиг по фазе в тракт антенны 1 вводится с помощью фазовращателя. Сравнивание сигналов по фазе происходит в фазовом детекторе, с которого выдается сигнал на исполнительную схему (рис. 205).

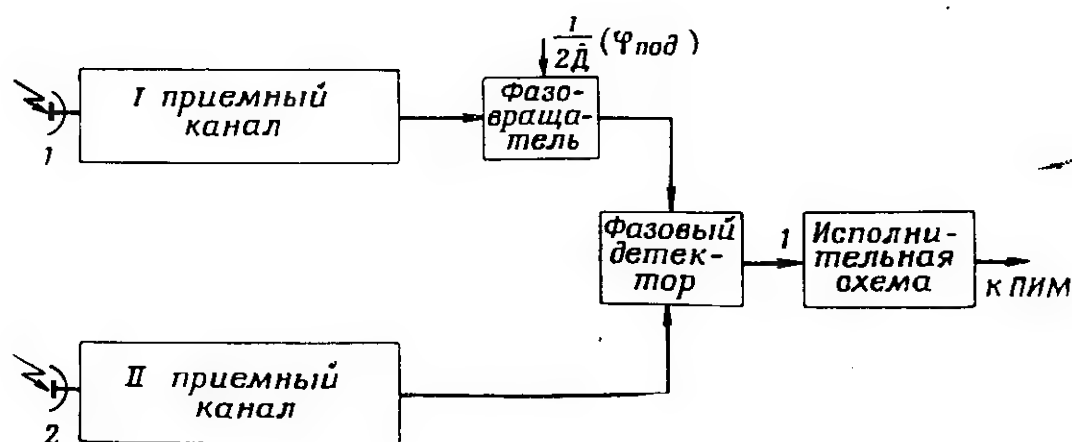


Рис. 205. Упрощенная блок-схема РВ 5Е24Ф в режиме «Помеха»

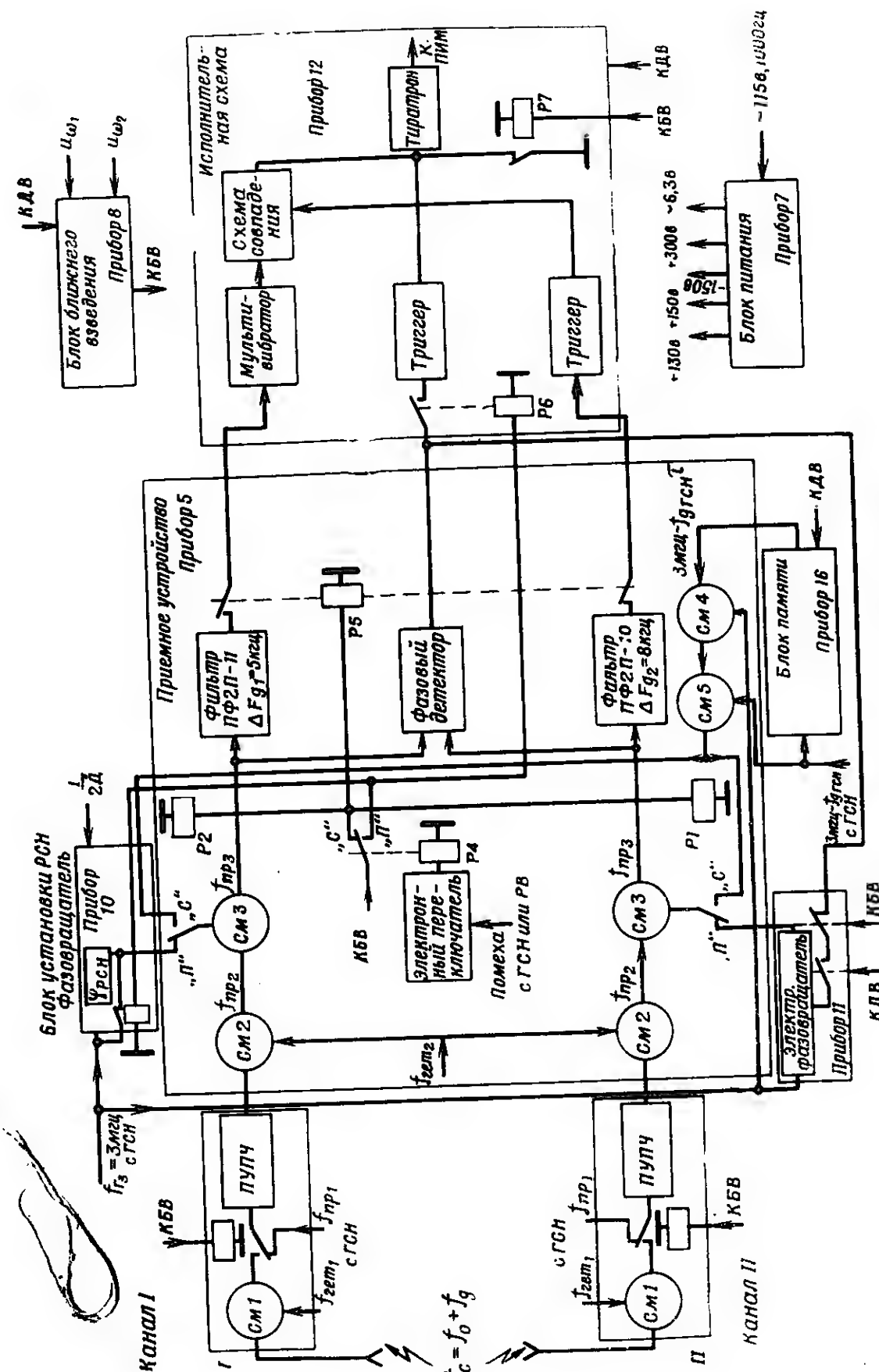


Рис. 206. Блок-схема РВ 5Е24Ф: «С» — режим «Сигнал»; «П» — режим «Помеха»

Работа РВ по блок-схеме

Радиовзрыватель включает лишь приемную часть, предназначенную для приема отраженного от цели сигнала, и схему реализации этого сигнала для инициирования боевой части. Необходимые для работы РВ сигналы гетеродинов поступают с ГСН.

Радиовзрыватель содержит следующие функциональные элементы (рис. 206):

- антенное устройство (две антенны);
- приемное устройство (два тракта);
- блок питания;
- блок ближнего взведения (устройство, обеспечивающее приведение РВ в состояние окончательной готовности в районе цели);
- устройство запоминания частоты Доплера — блок электронной памяти;
- блок установки равносигнального направления — фазовращатель;
- фазовый детектор — устройство, предназначенное для сравнения сигналов по фазе при работе в режиме «Помеха»;
- переключатель антенн, служащий для подключения антенн РВ по команде ближнего взведения (КБВ), выдаваемой блоком ближнего взведения;
- электронный фазовращатель, предназначенный для компенсации фазовых сдвигов между каналами РВ;
- исполнительное устройство, формирующее необходимый импульс для подрыва боевой части;
- переключатель режимов работы, предназначенный для перевода РВ из одного режима работы в другой.

Перед пуском ракеты во всех случаях (независимо от того, является ли цель источником активной помехи или нет) по полученной информации с ЦВМ по сигналу $\left(\frac{1}{2\bar{d}}\right)$ на фазовращателе устанавливается равносигнальное направление ($\Phi_{РСН} = \Phi_{подр}$) и фазовращатель стопорится в момент пуска в соответствующем положении.

До поступления КБВ антенны радиовзрывателя отключены, и прием отраженного от цели сигнала ведется на антенны ГСН. Сигнал поступает на РВ (на вторые смесители См2) в виде частоты $f_{пр} = f_{г_1} - f_c$. В качестве сигнала гетеродинов для этих смесителей используется сигнал гетеродина ГСН частоты $f_{г_2}$.

Блок электронной памяти подстраивается под частоту $3 \text{ МГц} - f_{дГСН}$, поступающую с ГСН. ($f_{дГСН}$ — частота Доплера, выделенная ГСН.)

При полете ракеты со счетно-решающего прибора на радиовзрыватель поступает команда дальнего взведения, кото-

рая является одной из ступеней предохранения. Время выдачи команды зависит от того, в какой зоне находится предполагаемая точка встречи ракеты с целью. Если точка встречи находится в ближней зоне, то команда поступит через 20 сек после старта, если в дальней зоне — через 45 сек. По этой команде изменяется режим работы блока электронной памяти: он начинает работать в режиме «Память», а также подготавливается к работе исполнительное устройство.

Окончательная подготовка РВ к срабатыванию осуществляется по команде ближнего взведения (КБВ), которая снимает очередную ступень предохранения радиовзрывателя. Команда вырабатывается блоком ближнего взведения радиовзрывателя. Выдача этой команды происходит в момент начала потери цели ГСН по информации, поступающей с ГСН в виде напряжений, пропорциональных составляющим угловой скорости линии визирования цели в плоскости курса (u_{ω_1}) и тангажа (u_{ω_2}).

По команде ближнего взведения к приемным каналам РВ подключаются его антенны. Исполнительная схема переключается для работы в режиме «Сигнал». Блок электронной памяти начинает выдавать напряжение частоты $(3 \text{ МГц} - f_{дГСН_2})$ на смеситель См4, к которому подается частота 3 МГц . На смесителе См4 выделяется напряжение частоты $f_{дГСН_2}$, поступающее на См5, к которому подается частота $(3 \text{ МГц} - f_{дГСН})$ от ГСН. На См5 выделяется напряжение частоты $f_{г_3} = 3 \text{ МГц} - f_{дГСН} - f_{дГСН_2}$.

Отраженный сигнал, принимаемый антенной РВ, поступает на смесители См1. Гетеродинирующим напряжением для этих смесителей является сигнал первого гетеродина частоты $f_{г_1}$ ГСН:

$$f_c = f_0 + f_{г_1};$$

$$f_{г_1} = f_0 + f_{01} + f_{дГСН}.$$

где f_{01} — компонент первой промежуточной частоты.

На выходе См1 выделяется напряжение частоты

$$f_{пр_1} = f_{г_1} - f_c = f_0 + f_{01} + f_{дГСН} - f_0 - f_{г_1} = f_{01} + f_{дГСН} - f_{г_1}.$$

Сигнал частоты $f_{пр_1}$ усиливается и подается на См2, на который подается также напряжение частоты $f_{г_2}$ с ГСН:

$$f_{пр_2} = f_{г_2} - f_{пр_1} = f_{г_2} - f_{01} - f_{дГСН} + f_{г_1}.$$

Приняв $f_{г_2} - f_{01} = f_{02}$, получим $f_{пр_2} = f_{02} - f_{дГСН} + f_{г_1}$.

Напряжение второй промежуточной частоты подается на СМЗ, на который в качестве гетеродинирующего напряжения поступает напряжение частоты

$$f_{г_2} = 3 Mгц - f_{д ГСН} + f_{д ГСН_2}$$

На выходе СМЗ выделяется напряжение частоты

$$f_{пр_2} = f_{пр_2} - f_{г_2} = f_{02} - f_{д ГСН} + f_{д} - 3 Mгц + f_{д ГСН} - \\ - f_{д ГСН_2} = f_{02} - f_{д ГСН_2} + f_{д} = f_{02} - \Delta F,$$

где $f_{02} = f_{02} - 3 Mгц$;

$$\Delta F = f_{д ГСН_2} - f_{д}.$$

При возрастании $\Delta F_{д}$ вначале сигнал проходит через фильтр с отстройкой $\Delta F_{д_1} = 5 кГц$ первого канала, а затем через фильтр с отстройкой $\Delta F_{д_2} = 8 кГц$ второго канала. Сигналы с обоих фильтров подаются на схему совпадения. Импульс с выхода схемы совпадения подается на сетку исполнительного тиратрона (в момент прихода сигнала с фильтра с отстройкой $\Delta F_{д_2}$). Тиратрон зажигается, и конденсатор С, заряженный напряжением +300 в, разряжается через тиратрон и электротонаторы ПИМ.

При наличии пассивной помехи сигнал вначале может пройти через фильтр с отстройкой $\Delta F_{д_2} = 8 кГц$ и исполнительная схема сработает в момент прохождения составляющей $\Delta F_{д}$ через фильтр с отстройкой $\Delta F_{д_1} = 5 кГц$. В этом случае вероятность поражения цели будет несколько занижена.

Работа РВ по источнику активной помехи (в режиме «Помеха») обеспечивается переключателем режимов работы, на который поступает информация о наличии активной помехи с ГСН или непосредственно с РВ, имеющего свою систему индикации активной помехи. Все переключения, связанные с наличием активной помехи, осуществляются по команде ближнего взведения. До поступления команды ближнего взведения в радиовзрывателе обеспечивается автоматическая подстройка фазы (АПФ) независимо от того, в каком режиме работает РВ, так как в процессе полета ракеты может появиться рассогласование каналов РВ по фазе, которую не представляется возможным учесть при установке фазовращателя перед стартом ракеты.

Для автоматической подстройки фазы используется сигнал, принимаемый антенной ГСН. Этот сигнал поступает с выхода ПУПЧ суммарного канала ГСН на оба канала РВ с одинаковой фазой. В этом случае информация о сдвиге фаз в приемных каналах радиовзрывателя, вызванная изменением температуры, перегрузками и другими факторами, появится в виде сигнала ошибки на выходе фазового детектора. Этот

сигнал подается на электронный фазовращатель, который компенсирует появившийся сдвиг фаз, изменяя фазу гетеродинирующего напряжения частоты $f_{г_2}$ во втором канале приемного тракта.

По команде ближнего взведения подключаются антенны радиовзрывателя, система автоматической подстройки фазы отключается, электронный фазовращатель остается в последнем положении, поддерживая скомпенсированный сдвиг фаз. В первом приемном канале включается фазовращатель, который изменяет фазу гетеродинирующего напряжения частоты $f_{г_2}$. К фазовому детектору подключается исполнительная схема для работы в режиме «Помеха». Сигнал постановщика активной помехи принимается антеннами РВ, преобразуется по частоте и усиливается. До СМЗ гетеродинирующие сигналы те же, что и при работе в режиме «Сигнал», за исключением сигнала частоты $f_{г_2}$, которая равна $3 Mгц$. Этот сигнал поступает на вход электронного фазовращателя и на блок установки угла равносигнального направления. С выхода электронного фазовращателя через нормально замкнутый контакт реле Р1 на СМЗ второго канала, а с выхода блока угла равносигнального направления через нормально замкнутый контакт реле Р2 — на СМЗ первого канала.

С помощью блока установки угла РСН по цепи третьего гетеродина в первый приемный канал вводится сдвиг фазы принимаемого сигнала $f_{г_3}$, выставленный перед стартом ракеты и соответствующий необходимому углу подрыва боевой части.

До команды ближнего взведения сигнал третьего гетеродина проходит через блок установки угла РСН без сдвига по фазе.

С выходов СМЗ первого и второго каналов сигналы поступают на фазовый детектор. В фазовом детекторе происходит сравнение по фазе сигналов, поступающих в антенны 1 и 2, с учетом сдвига по фазе, выставленного на блоке установки угла РСН. Как только цель попадет на искусственно созданную равносигнальную поверхность, произойдет срабатывание РВ и подрыв боевой части.

Предохранительно-исполнительный механизм. Ступени предохранения радиовзрывателя

Предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) 5Б73 с блоком автоматической ликвидации предназначен:

— для надежного предохранения боевой части от случайной передачи электрического импульса с РВ на детонирующее устройство ПИМ при регламентных проверках ракеты;

— для подключения боевой цепи к исполнительному устройству РВ по истечении времени взведения ПИМ;

— для надежной передачи детонирующего импульса с ПИМ на боевую часть при поступлении электрического импульса с РВ в непосредственной близости ракеты от цели;

— для осуществления аварийного подрыва боевой части в полете в случае пропадания питающего напряжения $+27$ в ПИМ на время более 5,5—10,5 сек.

Система «РВ — боевая часть» имеет пять ступеней предохранения. Две ступени предохранения реализованы в РВ (команда дальнего взведения и команда ближнего взведения) и три ступени предохранения — в ПИМ.

Для снятия ступеней предохранения ПИМ необходимо наличие трех факторов:

- инерционной перегрузки вдоль продольной оси ракеты, возникающей при работе стартовых двигателей;
- запуска маршевого двигателя;
- давления воздушного скоростного напора.

Время взведения ПИМ — 12 ± 3 сек с момента выхода на режим маршевого двигателя. Подрыв боевой части производится с помощью детонатора, создающего детонирующий импульс необходимой мощности.

ПИМ состоит из следующих узлов (рис. 207):

— инерционного замыкателя, предназначенного для замыкания цепи пускового электровоспламенителя при действии силы инерции на участке работы стартовых двигателей;

— предохранительно-детонирующего механизма, предохраняющего детонирующую цепь от срабатывания в служебном обращении, при старте и до момента взведения ПИМ; основной его частью является движок с капсюлем-детонатором;

— часового механизма с пусковым устройством, предназначенного для удержания движка в исходном положении и освобождения его по истечении времени работы часового механизма;

— воздушного предохранителя, предназначенного для удержания движка в исходном состоянии до момента достижения величины скоростного напора 2,2—4,5 атм;

— детонатора, осуществляющего выдачу на боевую часть детонирующего импульса, достаточного для ее подрыва;

— капсюля-детонатора, служащего для создания огневой цепи при взведении ПИМ;

— блока автоматической ликвидации (БАЛ), предназначенного для выдачи электрического импульса на электровоспламенитель через 5,5—10,5 сек после снятия питающего напряжения $+27$ в.

Огневая цепь ПИМ включает электровоспламенитель, капсюль-детонатор, передаточный заряд и детонатор.

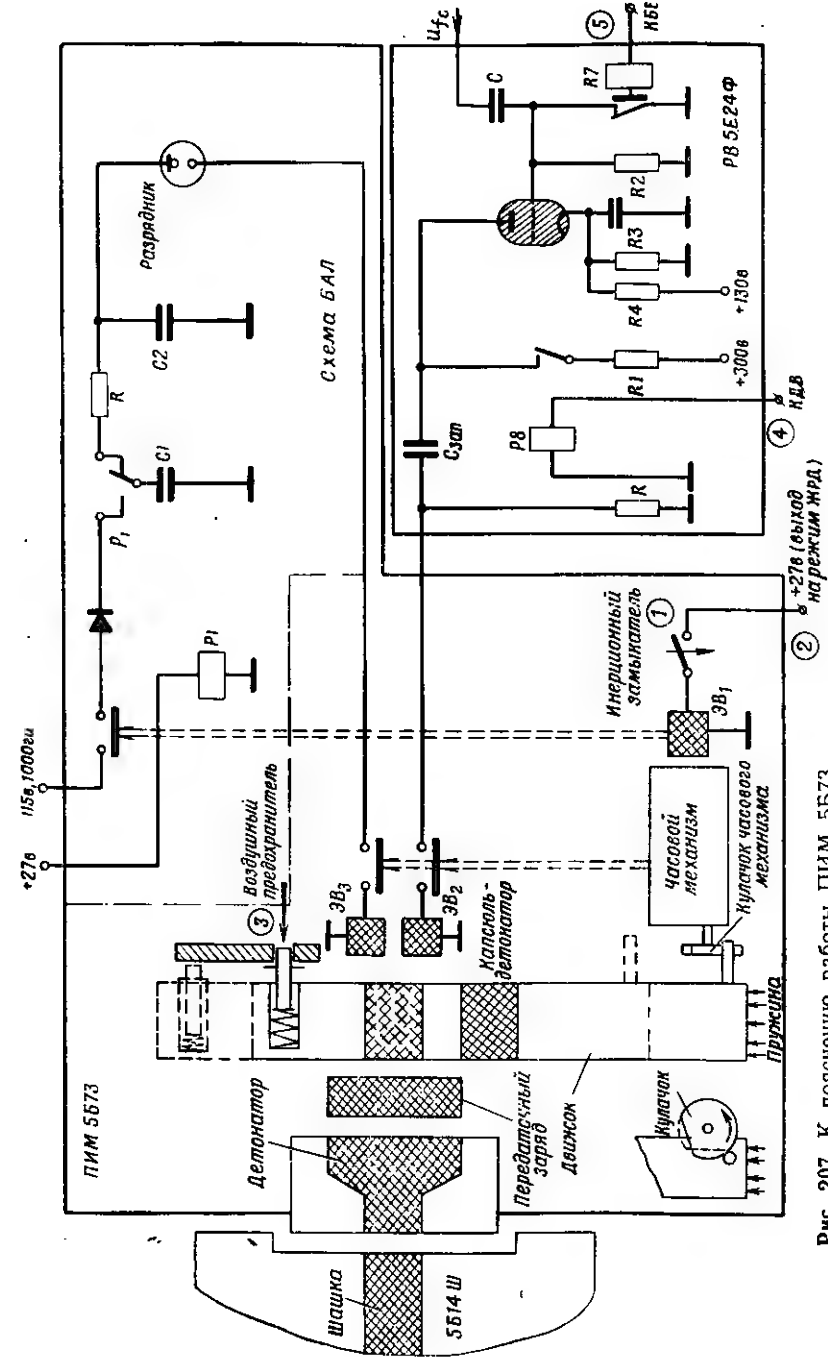


Рис. 207. К пояснению работы ПИМ 5Б73

Для повышения надежности работы предохранительно-исполнительного механизма все его узлы и механизмы, за исключением детонатора, дублированы.

При старте ракеты замыкается инерционный замыкатель и снимает первую ступень предохранения (готовится электрическая цепь запуска часового механизма). При достижении давления горючего в межрубашечном пространстве камеры сгорания ЖРД 15 кг/см^2 на ПИМ поступает напряжение $+27 \text{ в}$. При этом подрывается ЭВ₁ пускового устройства, запуская часовой механизм, снимается вторая ступень предохранения (кулачок часового механизма, который удерживает движок в исходном положении, начинает вращаться). Под воздействием скоростного напора срабатывает воздушный предохранитель и снимает третью ступень предохранения (утапливается стопор, удерживающий движок в исходном положении). Через $12 \pm 3 \text{ сек}$ после запуска часового механизма кулачок освобождает движок, который под действием пружины взводится, замыкая огневую цепь. ПИМ готов к работе.

По команде дальнего взведения в радиовзрывателе снимается четвертая ступень предохранения (замыкается цепь заряда запального конденсатора $C_{\text{зап}}$).

По команде ближнего взведения снимается пятая ступень предохранения (исполнительная схема РВ готова к работе).

При поступлении с РВ напряжения $u_{\text{сраб}}$ на сетку тиратрона подается положительный потенциал. Тиратрон зажигается, и запальный конденсатор $C_{\text{зап}}$ разряжается через электровоспламенитель ЭВ₂, который через огневую цепь подрывает боевую часть.

Блок автоматической ликвидации работает следующим образом.

При поступлении на ПИМ напряжения $+27 \text{ в}$ срабатывает реле Р1 и своим контактом подготавливает цепь заряда конденсатора С1 от источника 115 в , 1000 мк . При подрыве ЭВ₁ пускового устройства часового механизма замыкается цепь заряда конденсатора С1, конденсатор заряжается. Через $12 \pm 3 \text{ сек}$ с момента запуска часового механизма при перемещении движка ЭВ₂ конденсатор С1 подключается к разряднику. С этого момента блок готов к осуществлению самоликвидации.

При снятии с ПИМ напряжения $+27 \text{ в}$ обесточивается реле Р1, конденсатор С1 заряжает конденсатор С2 до напряжения зажигания разрядника. Конденсатор С2 разряжается через ЭВ₃, вызывая подрыв боевой части. Если напряжение $+27 \text{ в}$ снимается на время менее $5,5\text{--}10,5 \text{ сек}$, то конденсатор С2 не успевает зарядиться до напряжения зажигания разрядника. В этом случае подрыва боевой части не произойдет, а при появлении напряжения $+27 \text{ в}$ схема вернется в исходное состояние.

6. АВТОПИЛОТ

Назначение и состав

Автопилот 5В21А предназначен для стабилизации ракеты в полете и для управления ракетой в связанной системе координат $OXYZ$ в соответствии с командами λ_1 и λ_2 , поступающими с СРП (рис. 208).

Система координат $OXYZ$ — прямоугольная система координат, начало которой помещается в точке O , совпадающей с центром тяжести ракеты. Ось OX направлена вдоль продольной оси ракеты по полету. Ось OY — ось ракеты, расположена в плоскости симметрии ракеты и направлена вертикально вверх. Ось OZ — поперечная ось ракеты, перпендикулярна к плоскости XOY и направлена так, чтобы система координат была правой.

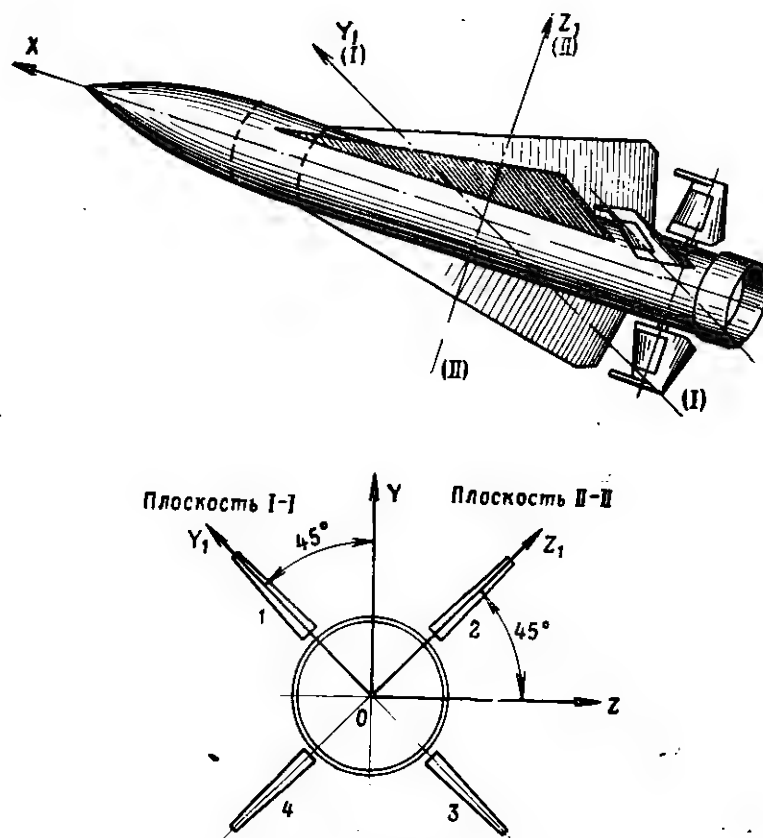


Рис. 208. Системы координат $OXYZ$ и OXY_1Z_1

Управление ракетой производится в связанной системе координат OXY_1Z_1 , полученной путем поворота системы координат $OXYZ$ вокруг оси OX на 45° против часовой стрелки, если смотреть с отрицательного конца оси OX .

Автопилот выполняет следующие задачи:

- стабилизирует ракету относительно трех взаимно перпендикулярных осей OX , OY_1 и OZ_1 связанной системы координат ГСН;
- ограничивает перегрузки и углы атаки;
- преобразует команды из системы координат $OXYZ$ в систему координат OXY_1Z_1 ;
- управляет ракетой в соответствии с командами СРП;
- формирует сигналы, пропорциональные синусу и косинусу угла крена относительно плоскости горизонта.

Автопилот состоит из следующих узлов (рис. 209):

- блока управления КП-1Р;
- демпфирующего гироскопа КП-14А;
- блока демпфирующих гироскопов КП-10 (в нем размещены два демпфирующих гироскопа КП-14А);
- блока датчиков линейных ускорений КП-2Р (в нем размещены два датчика линейных ускорений КП-2Д);
- блока фильтров изгибных колебаний КП-24;
- свободного гироскопа КП-12Р;
- датчика скоростного напора КП-5Б;
- четырех гидравлических рулевых машин КП-4.

Блок управления предназначен: для алгебраического суммирования команд управления с сигналами стабилизации, снимаемыми с датчиков линейных ускорений и демпфирующих гироскопов; для пересчета команд управления из связанной системы координат $OXYZ$, ГСН в систему координат автопилота OXY_1Z_1 ; для усиления и ограничения сигналов команд управления и стабилизации.

Блок управления включает:

- два усилителя команд управления КП-8А, предназначенных для усиления и алгебраического сложения команд управления; на входе одного усилителя команды складываются, на входе другого — вычитаются, что обеспечивает пересчет команд управления из системы координат $OXYZ$ в систему координат OXY_1Z_1 ; в усилителях осуществляется также ограничение команд управления;
- блок суммирования и преобразования сигналов КП-19Б, осуществляющий преобразование электрически не связанных входных сигналов постоянного тока в сигналы переменного тока и алгебраическое их суммирование;
- четыре усилителя рулевых трактов ПА-17П-1, обеспечивающих управление рулевыми машинами.

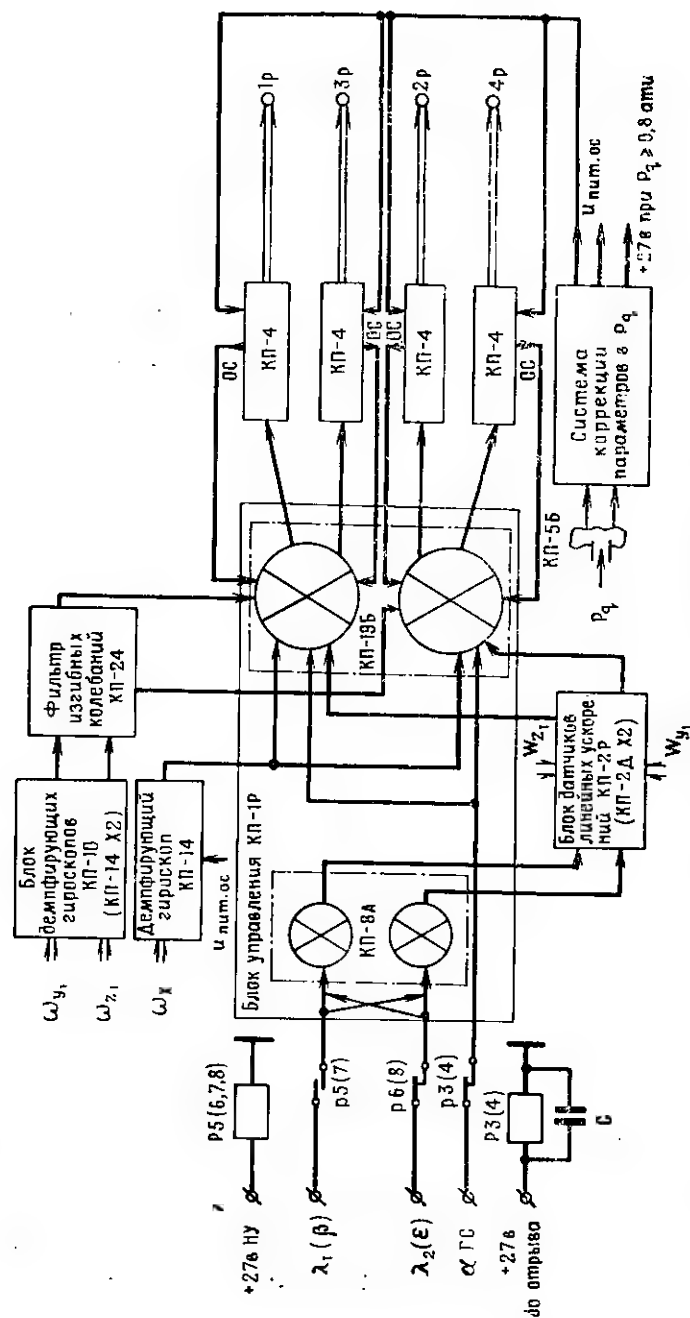


Рис. 209. Блок-схема автопилота 5А41

Демпфирующий гироскоп предназначен для выдачи электрических сигналов постоянного тока, пропорциональных угловой скорости поворота ракеты относительно оси OX .

Блок демпфирующих гироскопов служит для выдачи электрических сигналов постоянного тока, пропорциональных угловым скоростям поворота ракеты относительно осей OY_1 и OZ_1 и обеспечивающих стабилизацию ракеты на траектории полета.

Блок датчиков линейных ускорений выдает электрические сигналы постоянного тока, пропорциональные линейным ускорениям ракеты, действующим вдоль осей OY_1 и OZ_1 . Эти сигналы являются сигналами обратной связи по командам управления.

Блок фильтров изгибных колебаний предназначен для отфильтровывания паразитных составляющих сигналов, снимаемых с блока демпфирующих гироскопов, появляющихся за счет изгибных колебаний ракеты в полете.

Свободный гироскоп служит для выдачи сигналов, пропорциональных синусу и косинусу угла крена ракеты относительно плоскости горизонта. Эти сигналы используются для компенсации влияния веса ракеты при формировании команд управления в СРП.

Датчик скоростного напора предназначен для выдачи электрического сигнала, пропорционального скоростному напору. Этот сигнал используется для вращения потенциометров, корректирующих параметры автопилота в зависимости от скоростного напора.

Гидравлические рулевые машины предназначены для отклонения рулей ракеты в соответствии с командами управления и сигналами стабилизации.

Работа автопилота

Работу автопилота по времени полета и предстартовой подготовки можно разделить на ряд этапов.

Этап предстартовой подготовки. На автопилот поданы питающие напряжения: 115 в, 1000 гц; 3 фазы 36 в, 1000 гц и постоянное напряжение 27 в. В автопилоте происходит раскрутка гиromоторов гироскопов и разогрев электронной части. Поступают команды «+27 в до отрыва» на реле Р3 и Р4 и «+27 в начало управления» на реле Р7 и Р8.

В случае выбора траектории полета ракеты с переключением методов наведения с СРП до 30-й секунды полета будет выдаваться команда «+27 в отключение самонаведения».

Этап движения ракеты по направляющим пусковой установки и полета ракеты до начала стабилизации. При пуске в момент начала движения ракеты по направляющим пусковой установки отрывается разъем ОШ-2. Рвется цепь команды

«+27 в до отрыва», но реле Р3 и Р4 не обесточиваются, так как конденсатор С обеспечивает задержку на отпусканье реле Р3 и Р4 в течение 0,6 сек. Рули-элероны ракеты удерживаются в нулевом положении за счет усилий рулевых машин и жесткой отрицательной обратной связи; ракета не стабилизируется и не управляется. За время 0,6 сек ракета успевает сойти с направляющих ПУ и пролететь некоторое расстояние. После этого реле Р3 и Р4 обесточиваются и коммутируемые ими цепи устанавливаются в исходное положение. Подключается цепь сигнала по углу крена α_r с СРП. Обратная связь рулевых трактов начинает корректироваться в зависимости от давления скоростного напора. Автопилот стабилизирует ракету относительно осей OX , OY_1 и OZ_1 .

Этап полета ракеты после сброса стартовых двигателей. Через 3—4 сек после старта происходит сброс стартовых двигателей, рвется цепь команды «+27 в до сброса». Через 1 сек после сброса стартовых двигателей СРП снимает команду «+27 в начало управления». Задержка в 1 сек необходима для «успокоения» ракеты после сброса ускорителей. Обесточиваются реле Р5, Р6, Р7 и Р8, и коммутируемые ими цепи устанавливаются в исходное положение. На автопилот с СРП начинают поступать команды управления λ_1 и λ_2 . С этого момента начинается управляемый полет ракеты. Под действием команд управления ракета будет двигаться в упрежденную точку встречи.

7. КОНТРОЛЬНЫЙ РАДИООТВЕТЧИК

Назначение и состав

Для контроля за работой аппаратуры головки самонаведения в полете предусмотрена специальная радиолиния.

В состав радиолинии контроля входят: контрольный радиоответчик 5У14, установленный на борту ракеты; приемная аппаратура, входящая в состав РПЦ, и индикатор пуска РПЦ.

Контрольный радиоответчик предназначен для выработки и излучения высокочастотных импульсов, с помощью которых на индикаторе пуска РПЦ определяется ход процесса самонаведения.

Рассмотрим работу радиолинии по блок-схеме, показанной на рис. 210.

Запуск контрольного радиоответчика производится импульсами частоты 165 кгц, поступающими с блока сопровождения по дальности КНД-2 головки самонаведения. Однако, чтобы иметь возможность различать в воздухе ракеты, принадлежащие соседним дивизионам, частота повторения импульсов ответа радиоответчиков выбрана разной. Установка

требуемой для данного дивизиона частоты повторения импульсов радиответчика производится путем смены кодового ключа, имеющего одинаковое обозначение с частотным литером РПЦ и ГСН.

Сформированный радиответчиком импульс излучается в пространство, принимается приемной антенной КРО РПЦ, обрабатывается в приемном устройстве и подается на индикатор пуска.

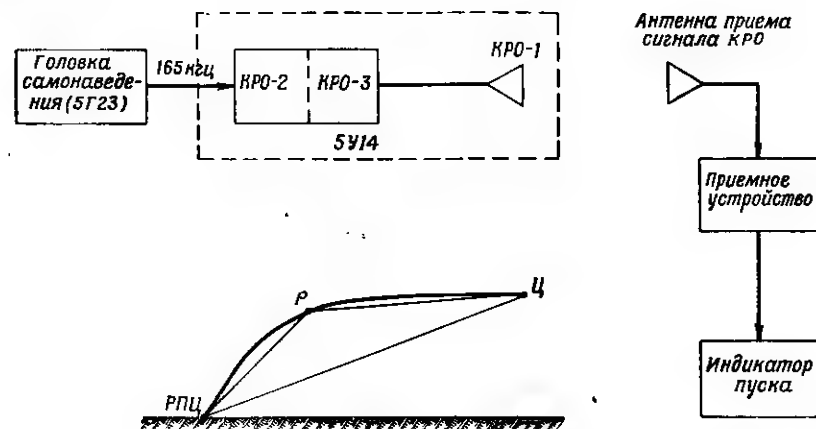


Рис. 210. Радиолиния контроля за полетом ракеты 5В21А

Частота запуска развертки индикатора пуска устанавливается в соответствии с частотным литером РПЦ и в точности равна частоте повторения импульсов ответа радиответчиков своего дивизиона. Выполнение этого условия позволяет наблюдать на экране устойчивое изображение импульса радиответчиков ракет только своего дивизиона. Импульсы ответа радиответчиков ракет других дивизионов из-за несинхронности с частотой запуска развертки индикатора на экране будут перемещаться или вообще не будут видны.

Импульс ответа, появляющийся на индикаторе, позволяет получить информацию о работе приемного устройства головки самонаведения и наличии сопровождения цели по угловым координатам.

Так как дальности РПЦ — цель — РПЦ и РПЦ — цель — ракета — РПЦ изменяются неодинаково из-за криволинейности траектории полета ракеты, то в момент пуска импульс ответа на индикаторе находится вблизи импульса цели, а затем перемещается вправо по развертке дальности. Когда ракета находится в точке Р траектории, импульс ответа на экране занимает крайнее правое положение. Начиная с точки Р разность дальностей уменьшается, и импульс ответа начинает приближаться к импульсу цели. В точке встречи импульсы со-

впадают. Такое перемещение импульса ответа по экрану свидетельствует о нормальной работе приемного устройства ГСН.

Если точность автосопровождения цели головкой самонаведения по углам ухудшается, то на контрольный радиответчик с ГСН поступает команда «+27 в задерж. $u_p \geq nu_c$ ». По этой команде включается амплитудная модуляция последовательности импульсов ответа с частотой 1—3 Гц, в результате чего ответный сигнал на индикаторе пуска начинает мигать.

При срыве автосопровождения цели импульс ответа быстро уходит за пределы экрана.

Функциональная схема

Функциональная схема контрольного радиответчика показана на рис. 211.

С головки самонаведения (с блока КНД-2) на делитель блока КРО-2 через входной усилитель поступают импульсы длительностью $t_n = 0,4$ мксек с частотой повторения 165 кГц. Делитель собран на полупроводниковых триггерах, с числом ячеек, равным 9. Получение требуемой частоты повторения импульсов ответа обеспечивается изменением коэффициента деления делителя с помощью кодового ключа.

Однако выходной импульс делителя имеет достаточно большую временную нестабильность относительно импульсов на входе. Чтобы исключить влияние временной нестабильности выходного импульса на работу линии радиоконтроля, в состав блока КРО-2 включена схема стробирования, состоящая из генератора строга (длительность импульса 7 мксек) и каскада совпадений. При отсутствии команды «+27 в задерж. $u_p \geq nu_c$ » модулятор 2 влияния на работу каскада совпадений не оказывает. Когда импульс генератора строга по времени совпадает с одним из входных импульсов, каскад открывается и с выхода его через выходной усилитель производится запуск модулятора 1, собранного по схеме ждущего блокинг-генератора. Импульс модулятора используется как анодное питание для выходного умножителя линейки формирования несущей частоты импульса ответа и определяет форму его огибающей. С выхода выходного умножителя радиоимпульс ответа через выходной усилитель и высокочастотный кабель длиной 8 м поступает на передающую антенну и излучается в пространство.

Передающая антенна располагается в задней кромке крыла № 1 ракеты и представляет собой металлический штырь, запрессованный в диэлектрик. Штырь располагается параллельно кромке крыла и возбуждает ее. Поляризация излучаемых колебаний линейная, вектор поляризации расположен в плоскости крыла. В формировании диаграммы направленности участвуют штырь, задняя кромка крыла и корпус ракеты,

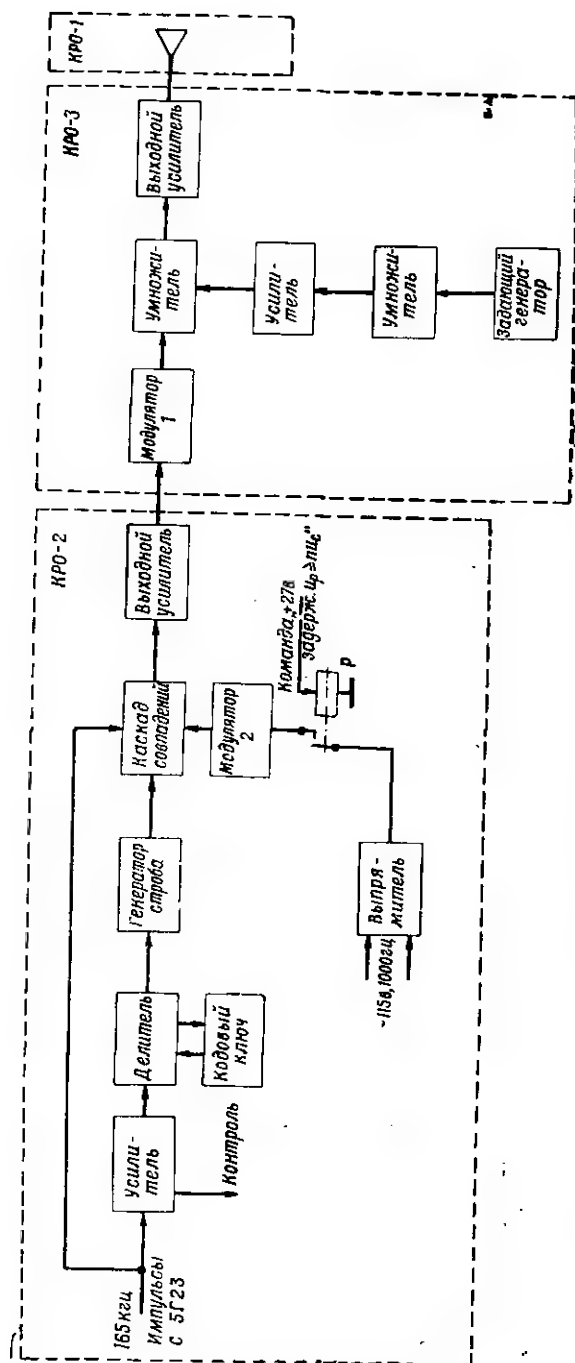


Рис. 211. Функциональная схема КРО-5 (СУ14)

так как размеры ракеты соизмеримы с длиной волны. Ширина диаграммы направленности в плоскостях E и H составляет $\pm 45^\circ$ от продольной оси ракеты по уровню мощности 0,1 Р.

При выдаче команды «+27 в задерж. ир. $\geq$ ир.» в радиоответчике срабатывает реле Р, через контакты которого на модулятор 2 подается анодное питание. Модулятор выполнен по схеме самовозбуждающегося мультивибратора с частотой повторения импульсов 1—3 гц.

Сформированная мультивибратором последовательность импульсов поступает на каскад совпадений.

Полупроводниковая схема каскада совпадений выполнена таким образом, что условия селекции выполняются лишь в те промежутки времени, когда вырабатывается положительный перепад напряжения мультивибратора. В результате работы модулятора 2 обеспечивается амплитудная модуляция последовательности импульсов на выходе каскада совпадений с коэффициентом $m = 100\%$.

Так как частота модуляции 1—3 гц различима для зрения, то на индикаторе пуска РПЦ ухудшение автосопровождения по углам индицируется как мигание импульса ответа.

Приемная антенна сигналов контрольного радиоответчика в радиолокаторе подсвета цели выполнена спиральной, что обеспечивает надежный прием импульсов ответа при любых кренах ракеты.

8. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ И ГИДРОСИСТЕМА РАКЕТЫ

Назначение и состав электрооборудования

Электрооборудование ракеты предназначено:

- для обеспечения электропитания бортовой аппаратуры ракеты от наземных источников питания в период предстартовой подготовки;
- для обеспечения перехода на электропитание от бортовых источников питания при пуске ракеты;
- для объединения бортовой аппаратуры в единый работающий комплекс;
- для обеспечения электропитанием бортовой аппаратуры в полете.

В состав электрооборудования борта ракеты входят источники питания, потребители электроэнергии, пиротехнические средства, коммутационная аппаратура и электросеть.

Источники питания предназначены для выработки электроэнергии, питающей бортовую аппаратуру ракеты, преобразования параметров тока и для создания рабочего давления в гидросистеме.

Источниками питания являются: бортовой источник питания (БИП) 5И43, преобразователь 5П53 и статический преобразователь 5И23.

Бортовой источник питания обеспечивает электроэнергией и гидросмесью бортовые потребители.

БИП представляет собой блок, в состав которого входят (рис. 212):

— газогенератор; служит для образования рабочего тела (газа) и подачи его на лопатки турбины;

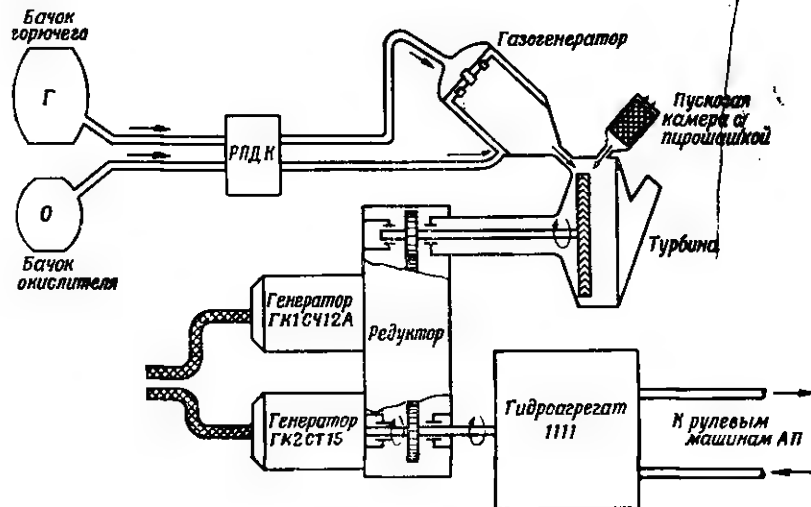


Рис. 212. Схема БИП

— пусковая камера с пирошашкой; осуществляет вывод турбины на режим при запуске БИП;

— регулятор постоянства давления компонентов топлива (РПДК); служит для поддержания постоянства давления компонентов топлива, поступающих в газогенератор, независимо от их давления на входе в РПДК;

— турбина; предназначена для вращения электрогенераторов и гидроагрегата;

— редуктор; понижает обороты турбины для приводов электрогенераторов и гидроагрегата (15 000 и 12 000 об/мин);

— электрогенераторы с коробками регулирования; предназначены для выработки электроэнергии питания бортовой аппаратуры и поддержания напряжения в необходимых пределах при изменении нагрузки и скорости вращения генераторов;

— блок КРС-4; служит для регулирования уровня напряжения, вырабатываемого генераторами;

— гидроагрегат (гидронасос и регулятор оборотов турбины); служит для создания рабочего давления в гидросистеме

ракеты и поддержания номинального числа оборотов турбины;

— клапан постоянного давления 1111-12А; предназначен для поддержания перепада рабочего давления в гидросистеме ракеты в пределах 50—14 кг/см².

Основные технические данные БИП

Мощность БИП	68 ± 5 л. с.
Время работы	200 сек
Топливо:	
горючее	ТГ-02
окислитель	АК-27П
Соотношение компонентов К	0,8
Давление в гидросистеме	50—14 кг/см ²
Питающие напряжения, вырабатываемые электрогенераторами:	
ГК1С412А	115 в, 400 гц; 3 ф. 28 в, 800 гц (+27 в)
ГК2СТ15	115 в, 1000 гц; 3 ф. 36 в, 1000 гц

Принцип работы БИП поясняется рис. 212.

Компоненты топлива из бачков БИП поступают через РПДК в газогенератор, где смешиваются и сгорают. Продукты сгорания (газы) поступают на лопатки турбины и вращают ее. Вращение через редуктор передается электрогенераторам и насос-регулятору. Электрогенераторы вырабатывают соответствующие напряжения, а насос-регулятор через гидросистему ракеты подает под давлением гидросмесь в рулевые машины автопилота.

Преобразователь 5П53 преобразует постоянный ток напряжением 27 в в переменный однофазный ток напряжением 115 в и частотой 1000 гц, которое необходимо для питания блоков 5Г23, 5Э22 и 5У14, требующих непрерывности питания при переходе с наземных источников питания на бортовые.

Преобразователь представляет собой электромашинный агрегат, включающий электродвигатель постоянного тока и однофазный синхронный генератор переменного тока.

Статический преобразователь 5И23 предназначен для преобразования постоянного тока напряжением 27 в в переменный ток прямоугольной формы напряжением 115 в, 65 гц и напряжением 130 в, 65 гц; эти напряжения используются в блоке КИ-3 ГСН.

В процессе подготовки ракеты к пуску преобразователи 5П53 и 5И23 получают питание от наземных источников, а при пуске и в полете — от БИП.

К потребителям электроэнергии относятся вся бортовая аппаратура ракеты, пиротехнические средства, исполнительный механизм регулятора тяги ИМРТ-200МГ (5Ф45) и программный механизм.

Исполнительный механизм регулятора тяги служит для установки на старте заданной программы работы ЖРД и для исполнения установленной программы в полете. ИМРТ-200МГ имеет двигатель настройки на заданную программу и двигатель исполнения программы в полете.

Программный механизм ПМК-60Д предназначен для отсчета времени с момента старта ракеты и выдачи на 20, 30 и 45-й секунде полета команд напряжением +27 в на СРП, а на 45-й секунде — команды на подрыв пиропатронов перепускного клапана спада тяги. На 50-й секунде питание ПМК-60Д прекращается и он останавливается.

Пиротехнические средства состоят из 15 двухмостиковых пиропатронов ДП1: 8 пиропатронов марки ДП1-2Ш в стартовых двигателях и по одному пиропатрону в камере пуска БИП марки ДП1-3, в камере пуска ЖРД марки ДП1-2, в перепускном клапане спада тяги марки ДП1-2, в цепи отсечки БИП по магистрали окислителя марки ДП1-3, в цепи отсечки БИП по магистрали горючего марки ДП1-3, в пироклапане пуска марки ДП1-3, в клапане аварийного сброса воздуха марки ДП1-3.

Коммутационная аппаратура служит для передачи электроэнергии, распределения ее между отдельными группами блоков и узлов бортовой аппаратуры и обеспечения контроля параметров бортовой аппаратуры.

В состав коммутационной аппаратуры входят:

- датчики скоростного напора СДУ4А-0,65, предназначенные для запуска ЖРД при достижении давления скоростного напора 0,65 атм; для большей надежности установлено два датчика, работающих параллельно;

- сигнализатор давления 2СГ-1,1 (входит в состав гидросистемы);

- двоянный сигнализатор давления 2С-15А, предназначенный для включения двигателя ИМРТ-200МГ исполнения программы работы ЖРД при достижении давления горючего в межрубашечном пространстве ЖРД, равного 15 кг/см², а также для снятия второй ступени предохранения радиовзрывателя (запуск часового механизма в ПИМ);

- коммутационные реле ТКЕ-56ПД и РЭС-10, служащие для переключения питания с наземных источников на бортовые и подключения пиропатронов спада тяги ЖРД к ПМК-60Д;

- передний электровоздухоразъем ОШ-1, связывающий головку самонаведения с наземным оборудованием; через ОШ-1 производится охлаждение воздухом ГСН, РВ, СРП и статического преобразователя БИ23 в период предстартовой подготовки;

- задний торцевой электроразъем ОШ-2, обеспечивающий связь электрооборудования ракеты с наземным оборудованием;

- контрольный разъем КР, предназначенный для проведения совмещенных проверок головки самонаведения, автопилота, радиовзрывателя и других элементов бортового оборудования;

- разъемы контроля пиротехники и транзитные разъемы, служащие для проверки целостности цепей пиротехники (три разъема) и для соединения цепей пиропатронов стартовых двигателей с электросистемой ракеты при установке ускорителей (четыре разъема);

- разъем, расположенный между I и II ступенями ракеты (отрывной разъем) и обеспечивающий соединение цепей пиротехники стартовых двигателей с электрическими цепями маршевой части.

Гидросистема

Гидросистема ракеты замкнутого типа, предназначена для приведения в действие рулей-элеронов ракеты по сигналам автопилота.

Гидросистема состоит из следующих элементов (рис. 213):

- гидроагрегата (конструктивно входит в БИП);

- фильтра очистки рабочей жидкости от механических частиц;

- гидроаккумуляторов: одного — высокого давления — для сглаживания пульсаций на выходе гидроагрегата и поддержания постоянного давления в момент пиковых расходов гидросмеси при работе рулевых машин; двух — низкого давления — для сглаживания пульсаций давления на выходе рулевых машин и создания подпора на входе в гидроагрегат для предотвращения явления кавитации в момент запуска бортового источника питания; кроме того, гидроаккумуляторы компенсируют температурные изменения объема жидкости в гидросистеме. Гидроаккумуляторы по устройству одинаковые; они представляют собой сосуда шарообразной формы, полость которых разделена диафрагмой на две части: для азота и рабочей жидкости. При изменении давления в гидросистеме происходит сжатие или расширение азота за диафрагмой, благодаря чему рабочая жидкость поддерживается все время под определенным давлением;

- перепускного клапана (входит в состав гидроагрегата БИП), предназначенного для поддержания на рулевых машинах постоянного перепада давления;

- обратного клапана, предотвращающего вход в гидроагрегат рабочей жидкости под высоким давлением при работе гидросистемы от наземного гидростенда;

- предохранительного клапана, стравливающего рабочую жидкость в атмосферу при повышении давления от нагрева во время работы гидросистемы;

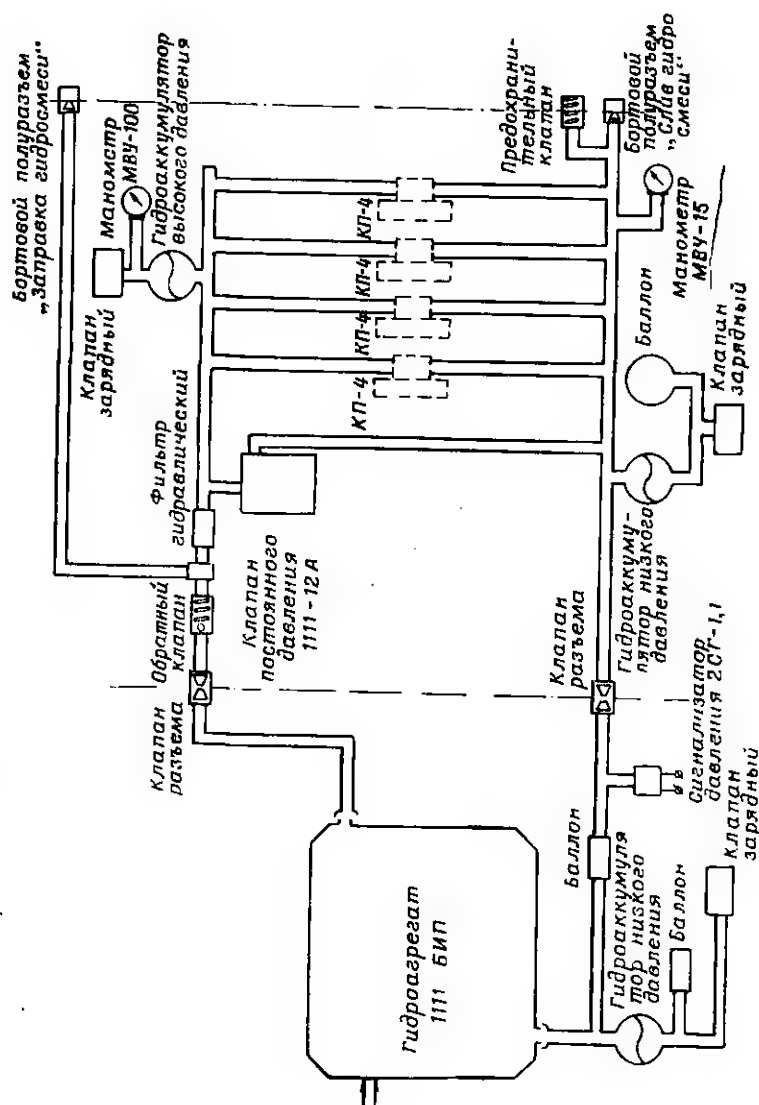


Рис. 213. Гидросистема ракеты

— манометров МВУ-100 и МВУ-15, предназначенных для контроля за давлением при зарядке гидроаккумулятора высокого давления азотом и за давлением рабочей жидкости в магистрали слива гидросистемы;

— сигнализатора давления 2СГ-1,1, выдающего сигнал «+27 в» на подрыв пиропатронов отсечки БИП в случае понижения давления в гидросистеме до величины 1,1 атм после выдачи команды «Переход на борт. питание», а также сигнала «+27 в», используемого для выработки стартовой автоматикой сигнала «Отказ» в случае понижения давления в гидросистеме до величины 1,1 атм в процессе прохождения цикла подготовки;

— баллонов рабочей жидкости и азота, обеспечивающих нормальную работу гидросистемы;

— бортовых полуразъемов, предназначенных для подсоединения гидросистемы к наземному гидростенду при заправке гидросистемы рабочей жидкостью;

— клапанов разъемов, установленных в магистралях гидросистемы высокого и низкого давления и служащих для состыковки трубопроводов гидросистемы между пятым и шестым отсеками;

— рабочей жидкости ЛЗМГ-2, которая изготавливается из нефти и присадок и представляет собой маслянистую прозрачную жидкость красноватого цвета.

После нажатия кнопки ПУСК, примерно к концу 1-й секунды, БИП по параметрам гидросистемы выходит на режим, т. е. производительность и давление рабочей жидкости соответствуют норме.

В полете до 0,6-й секунды рули-элероны удерживаются в нейтральном положении. Избыточное давление на входе рулевых машин поддерживается гидроаккумулятором высокого давления и перепускным клапаном.

При отделении седьмого отсека освобождается от стопа предохранительный клапан, который вступает в работу, поддерживая давление в магистрали низкого давления не выше 7 кг/см².

В процессе эксплуатации гидросистема с работающим БИП не проверяется. При проверках автопилота регистрируются данные состояния гидросистемы (герметичность, правильность заправки гидроаккумуляторов высокого и низкого давления). Сроки проверки гидросистемы определяются сроками проверок автопилота. В гидросистему заливается 14 л рабочей жидкости.

Работа электрооборудования ракеты

Подготовка ракеты к пуску при нахождении ее на пусковой установке производится стартовой автоматикой (рис. 214), для чего должны быть состыкованы разъемы ОШ-1 и ОШ-2.

При этом на ПУ выдаются сигналы «Разъем состыкован» и «Изделие установлено». С нажатием кнопки ПОДГОТОВКА начинается автоматический цикл подготовки. На ракету выдается команда «Контроль предохранения ПИМ» (кл. 76 ОШ-2). При исправности контролируемой цепи с ракеты выдается сигнал о прохождении этой команды (кл. 75 ОШ-2), после чего на борт ракеты выдаются питающие напряжения:

- постоянное +27 в (кл. 48, 64 ОШ-2);
- переменное 115 в, 1000 гц (кл. 45, 61 ОШ-2);
- переменное 115 в, 400 гц (кл. 4, 18 ОШ-2);
- 3 ф. 36 в, 1000 гц (кл. 1, 2 и 3 ОШ-2).

Одновременно с выдачей на борт напряжения +27 в на ракету поступает воздух для охлаждения ГСН, РВ, СРП и статического преобразователя 5И23. Включается преобразователь 5П53.

Если через 9 сек после включения системы обдува воздуха в стартовой автоматике не пройдет сигнала «Воздух идет», то ракета с подготовки снимается.

При наличии цели с ЦВМ в кабину К-3М и далее на борт поступает информация: в СРП и РВ сигнал $\frac{1}{2\Delta}$ и в ИМРТ сигнал $t_{дв}$. На ГСН выдается команда «Включение наведения».

Через 17 сек после включения подготовки на борт выдается команда «+27 в разаррет. ГСН» (кл. 40 ОШ-1). С поступлением ответного сигнала «+27 в контроль разаррет. ГСН» в стартовой автоматике формируется команда «Синхронизация» для наведения ПУ по азимуту и углу места. При наличии необходимой информации от РПЦ и ЦВМ через кабину К-3М начинается наведение ГСН по частоте, дальности, скорости и, кроме того, по тангажу и курсу.

На 60-й секунде подготовки стартовой автоматикой выдается сигнал «Готова», который участвует в формировании цепи для сигнала «Готова к пуску».

После наведения ГСН на цель по всем параметрам она переводится в режим автосопровождения. Из кабины К-3М выдается команда «Разрешение пуска» (только при наличии устойчивого автосопровождения цели ГСН). С этого момента может быть произведен пуск ракеты.

По команде «Пуск» начинает расстыковываться разъем ОШ-1, включается анодное напряжение на РВ и КРО, прекращается информация с ЦВМ на РВ, СРП и ИМРТ.

На борт ракеты выдаются разовые команды: «вправо»; «влево»; «3 ЦВМ», если дальность более 70 км; «Спад тяги МД», если полетное время не превышает 52 сек.

После выдачи команды «Пуск» расстыковывается разъем ОШ-1 и снимается сигнал «Разъем состыкован», подрываются ПП ВАБ и ПП пирошашки БИП.

Через 2 сек после выдачи команды «Пуск» полностью убирается разъем ОШ-1 и выдается сигнал «Разъем убран». При наличии сигнала «+27 в БИП вышел на режим» выдается команда «Переход на бортовое питание», срабатывают реле 61А и 62А, которые переключают питание борта с наземных источников на бортовые; одновременно отключается наземный источник напряжения +27 в.

При наличии сигнала «Разъем убран» борт ракеты питается от БИП. Стартовая автоматика выдает команду на подрыв ПП РДТТ. Ракета стартует.

С движением ракеты по направляющим ПУ расстыковывается разъем ОШ-2, обесточиваются реле 61, 62 и 60, которые своими контактами блокируют реле 61А, 62А и запускают ПМК-60Д. В автопилоте включается реле задержки. При перегрузках $gn_x = 12-27$ в ПИМ замыкается инерционный замыкатель — снимается первая ступень предохранения РВ. Траектория полета ракеты на этом участке определяется аэродинамической схемой ракеты и углом старта. По истечении 0,6 сек реле задержки обесточивается и начинается процесс стабилизации по всем трем каналам и управление по крену по командам, поступающим с гиросtabilизатора ГСН.

При достижении скоростным напором давления 0,6 кг/см² срабатывают датчики СДУ и выдают команду «+27 в» на запуск ЖРД.

При достижении давления горючего в межрубашечном пространстве ЖРД 15 кг/см² срабатывают сигнализаторы 2С-15А, которые включают двигатель исполнения программы ИМРТ-200МГ и запускают часовой механизм в ПИМ, тем самым снимая вторую ступень предохранения.

После сброса ускорителей с СРП снимается сигнал «+27 в до сброса», расстыковывается отрывной разъем и с задержкой в 1 сек с СРП на АП выдается команда включения управления. К АП подключаются команды управления λ_1 и λ_2 , и начинается управляемый полет ракеты.

При достижении скоростным напором давления 2,2—4,5 атм в ПИМ срабатывает воздушный предохранитель — снимается третья ступень предохранения. Через 12 ± 3 сек после начала работы часовой механизм отрабатывает свою программу и ПИМ взводится в боевое положение.

Если при пуске на ракету поступила команда «3 ЦВМ», то на 30-й секунде полета ракеты происходит переключение методов самонаведения.

Команда «ДВ» на РВ поступает с СРП на 20-й секунде (на 45-й секунде, если была выдана команда «3 ЦВМ»). По этой команде в РВ заряжается запальный конденсатор — снимается четвертая ступень предохранения.

При полете ракеты к цели по сигналам с ГСН блоком ближнего взведения в РВ вырабатывается команда ближнего

взведения, по которой снимается пятая ступень предохранения.

При попадании цели в область срабатывания РВ последний срабатывает и выдает сигнал (за счет разряда запального конденсатора через детонатор ПИМ) на подрыв БЧ.

В случаях когда расчетное время полета ракеты составляет 52 сек, на 45-й секунде через контакты реле 63, 63А и 63Б подрываются ПП перепускного клапана отсечки тяги ЖРД, который обеспечивает плавный спад тяги с 10 до 3,2 т.

В случае пролета цели и непоступления команды на подрыв БЧ с РВ самоликвидация ракеты осуществляется схемой БАЛ предохранительно-исполнительного механизма после выработки бортовым источником питания ресурса работы. Кроме того, самоликвидация ракеты осуществляется схемой БАЛ при пропадании питающего напряжения +27 в в любое время полета.

СТАРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Стартовое оборудование предназначено для хранения ракет на стартовой позиции, заряжания пусковых установок ракетами, подготовки ракет к пуску и пуска ракет.

В состав стартового оборудования одного стрельбового канала входят: кабина подготовки старта К-3М; шесть пусковых установок 5П72Б, двенадцать заряжающих машин 5Ю24 и дизель-электростанция 5Е97.

2. ПУСКОВАЯ УСТАНОВКА 5П72Б

Назначение, состав и основные технические данные

Пусковая установка предназначена для наведения и пуска ракет. На стартовую позицию пусковая установка транспортируется с помощью тягача КрАЗ-255В и полуприцепа МАЗ-938. Загрузка (разгрузка) ПУ на полуприцеп (с полуприцепа) осуществляется краном К-162М.

Конструкция пусковой установки обеспечивает возможность ее боевого применения на стартовых позициях с различной степенью инженерной подготовки.

Основные технические данные

Вес пусковой установки	11 500 кг
Вес основания с горизонтирующим устройством	1786 кг
Габариты ПУ в положении заряжания (без ракеты):	
длина	7095 мм
ширина	2602 мм
высота	3465 мм
Габариты ПУ в походном положении (с тягачом и полуприцепом):	
ширина	2640 мм
высота	3625 мм
Угол заряжания в вертикальной плоскости	+2°
Угол старта	+48°

Поворот установки в горизонтальной плоскости производится с помощью привода наведения по азимуту, а подъем качающейся части в вертикальной плоскости до постоянного угла старта — с помощью привода подъема. После пуска ракеты пусковая установка автоматически приводится к углам заряжания этими же приводами.

Пусковая установка (рис. 215) включает в себя качающуюся часть, станок, основание, основание с горизонтирующим устройством, подъемный механизм, механизм наведения по азимуту, механизмы электровоздухоразъема ОШ-1 и электровоздухоразъема ОШ-2, электрооборудование и ЗИП.

Качающаяся часть предназначена для размещения ракеты и придания ей необходимого направления движения при пуске.

На заднем торце качающейся части расположен механизм электроразъема ОШ-2, а спереди — механизм электровоздухоразъема ОШ-1.

Качающаяся часть имеет желоб, предназначенный для размещения СД и отвода газовой струи в нужном направлении. Сверху на качающейся части крепятся бугельные и роликовые направляющие. Направляющие выполнены таким образом, что позволяют перемещение бугелей и роликов только в продольном направлении. Для предотвращения удара ракеты о качающуюся часть при сходе ее с ПУ во время старта роликовые направляющие расположены выше бугельных.

Для ограничения движения ракеты при зарядании и удержания ее на пусковой установке при подъеме качающейся части на угол старта на качающейся части предусмотрен механизм фиксации, который состоит из двух упоров роликов и двух стопоров бугелей. Первые устанавливаются в конце роликовых направляющих, вторые — в конце бугельных. Стопoreние ракеты на пусковой установке происходит автоматически при зарядании. Перед разряданием бугели ракеты должны быть отstopорены вручную, для чего на боковой стенке качающейся части имеется рукоятка.

Надежное удержание качающейся части на угле зарядания обеспечивается гидростопором, соединенным с гидравлической системой ПУ.

Опорой качающейся части и местом крепления ее к станку является цапфенный узел.

Станок является основной несущей конструкцией пусковой установки и вместе с закрепленными на нем качающейся частью и механизмами составляет вращающуюся часть пусковой установки. Станок представляет собой объемную сварную металлоконструкцию, состоящую из восьми отсеков.

В отсеках станка размещено следующее оборудование (рис. 216):

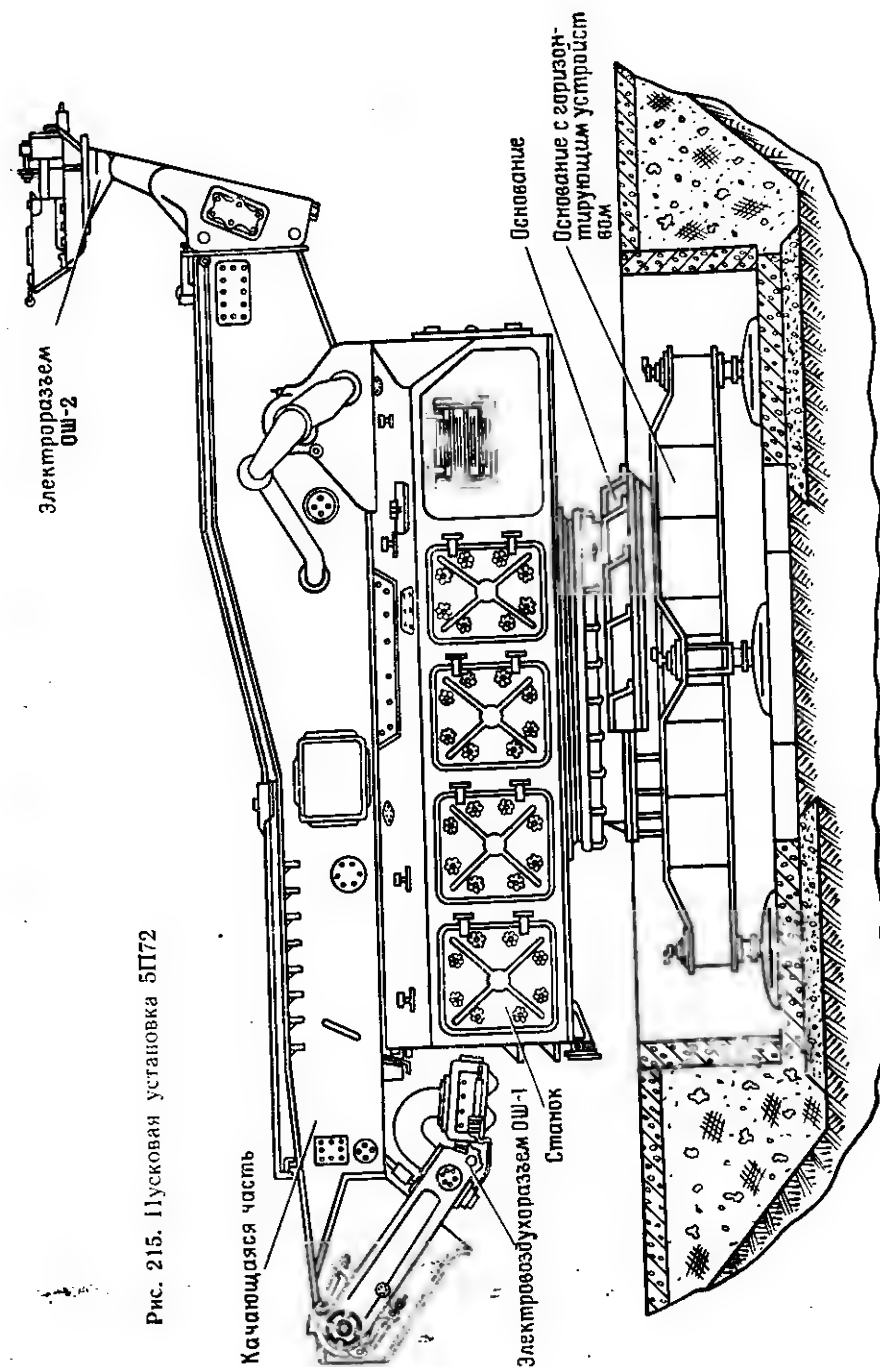


Рис. 215. Пусковая установка 5П72

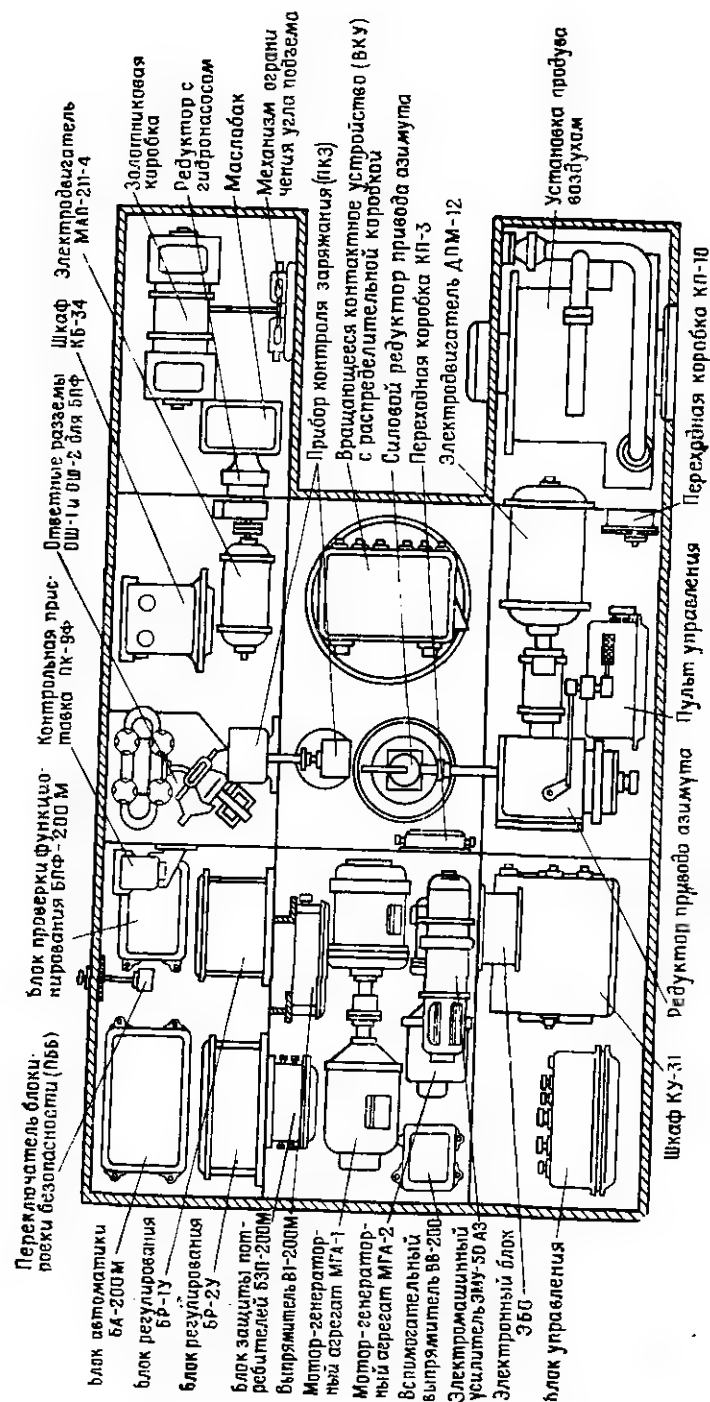


Рис. 216. Размещение оборудования на станке ПУ

— в переднем левом отсеке: блок управления (БУ), шкаф КУ-31 и электронный блок ЭБО;

— в среднем левом отсеке: пульт управления пусковой установкой, электродвигатель ДПМ-12 и редуктор механизма наведения по азимуту, переходная коробка КП-10;

— в заднем левом отсеке: установка продува воздухом;

— в переднем среднем отсеке: мотор-генераторные агрегаты МГА-1 и МГА-2, электромашиный усилитель ЭМУ-50АЗ, вспомогательный выпрямитель ВВ-200, блок защиты потребителей БЗП-200М и выпрямитель В1-200М;

— в переднем правом отсеке: блок автоматики БА-200М, блок проверки функционирования БПФ-200М, блоки регулирования БР-1У и БР-2У, переключатель блокировки безопасности и контрольная приставка ПК-9Ф;

— в среднем правом отсеке: приводной электродвигатель МАП-211-4 гидронасоса, редуктор с гидронасосом, прибор контроля зарядки и шкаф КБ-34;

— в заднем правом отсеке: золотниковая коробка гидросистемы, масляный бак и механизм ограничения угла подъема качающейся части;

— в центральном отсеке: вращающееся контактное устройство с распределительной коробкой, переходная коробка КП-3 и силовой редуктор механизма наведения по азимуту.

Станок устанавливается на шаровое основание пусковой установки.

Основание несет на своем шаровом погоне вращающуюся часть пусковой установки. Оно состоит из подвижного и неподвижного шаровых погон и опорного кольца. На подвижном шаровом погоне крепится станок пусковой установки, неподвижный погон крепится на опорном кольце. Между погонными укладываются 72 шара. Опорное кольцо крепится на основании с горизонтирующим устройством. На неподвижном шаровом погоне имеются зубья, по которым обкатывается шестерня редуктора привода наведения по азимуту, закрепленного на станке.

Основание с горизонтирующим устройством предназначено для установки ПУ непосредственно на грунте или на сборно-разборном бетонном фундаменте. Основание представляет собой крестовину с четырьмя домкратами и опорными тарелками.

Подъемный механизм электрогидравлического типа предназначен для подъема качающейся части на постоянный угол старта и опускания ее на угол зарядки. Он состоит из следующих узлов: электродвигателя переменного тока МАП-221-4, двух гидравлических цилиндров с клапанами-замками, редуктора с гидронасосом, золотниковой коробки, механизма ограничения угла подъема качающейся части и маслобака с трубопроводами.

Электродвигатель через редуктор приводит в действие гидронасос, который питает гидравлическую систему пусковой установки рабочей жидкостью (маслом ГМ-50И) под давлением.

Подъем качающейся части ПУ осуществляется с помощью двух гидравлических цилиндров, установленных в заднем проеме станка. Оба цилиндра конструктивно выполнены одинаково. Каждый из них состоит из цилиндра, поршня и клапана-замка.

Цилиндр проушиной шарнирно крепится к станку, а поршень — к качающейся части. Поршень имеет утолщенную часть, разделяющую цилиндр на две полости: верхнюю (опускания) и нижнюю (подъема). Эти полости трубопроводами соединены с гидросистемой ПУ.

Клапан-замок представляет собой комбинацию двух обратных клапанов, один из которых стоит в магистрали подъема, другой — в магистрали опускания. После прекращения подачи рабочей жидкости обратные клапаны изолируют верхнюю и нижнюю полости цилиндра от гидросистемы, удерживая поршень, а следовательно, и качающуюся часть в заданном положении. Кроме того, в корпус клапана-замка вмонтирован напорный золотник, предназначенный для создания соответствующего противодействия в нижней полости гидроцилиндра при опускании качающейся части.

Золотниковая коробка обеспечивает управление работой гидравлических цилиндров. В корпусе золотниковой коробки имеются каналы, которые сообщают или разобщают определенные магистрали гидросистемы в соответствии с положением золотников. Золотники перемещаются электромагнитами толкающего типа или вручную. Золотниковая коробка снабжена щелевым дросселем, механически связанным с осью цапф качающейся части. Дроссель, повторяя движение качающейся части, уменьшает расход рабочей жидкости, подаваемой в цилиндры, при подходе качающейся части к нижнему предельному углу.

Механизм ограничения угла подъема качающейся части представляет собой механическую передачу от оси цапф качающейся части на щелевой дроссель золотниковой коробки и два контакта. При подъеме качающейся части на угол старта один из контактов выключает электромагнит подъема золотниковой коробки, тем самым ограничивая подъем качающейся части.

Маслобак с трубопроводами предназначен для питания гидросистемы рабочей жидкостью.

Подъемный механизм работает следующим образом (рис. 217).

При отсутствии команд на подъем или опускание гидронасос, вращаемый электродвигателем, работает вхолостую, пе-

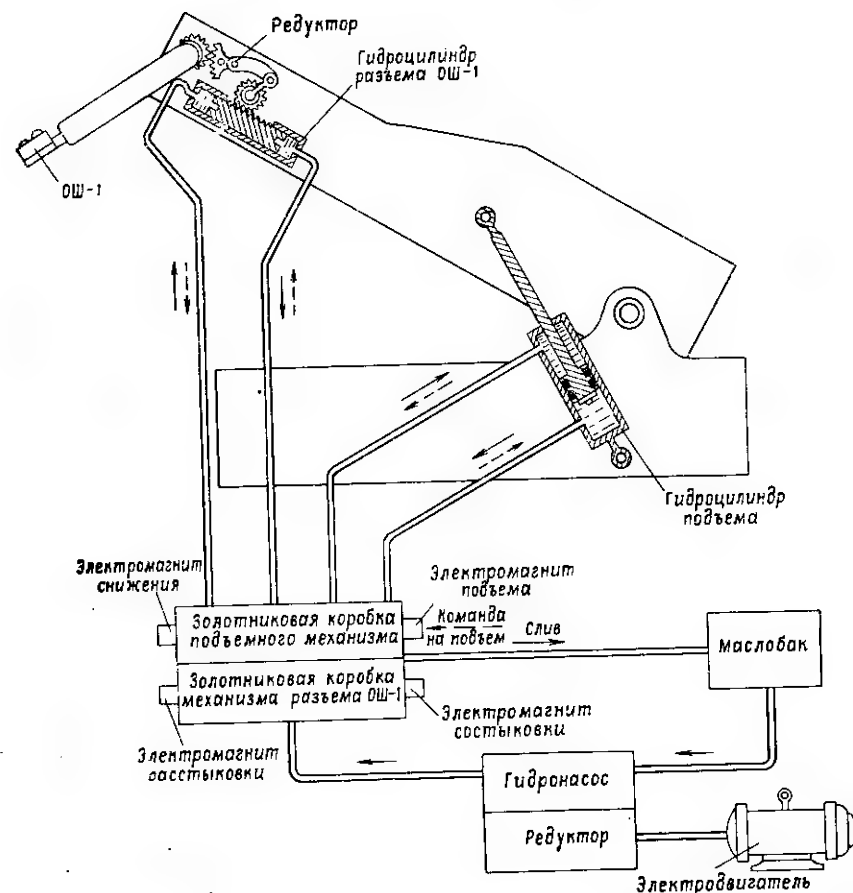


Рис. 217. Упрощенная гидросхема подъемного механизма и механизма электровоздухоразъема

регоная масло. При выдаче команды (например, на подъем качающейся части) подается напряжение на соответствующий электромагнит. Последний перемещает золотник таким образом, что масло от гидронасоса начинает поступать в нижнюю полость гидравлического цилиндра. Качающаяся часть поднимается. При этом масло из верхней полости будет сливаться через золотниковую коробку в бак. При подходе качающейся части к углу старта механизма ограничения угла подъема, воздействуя на контакт, снимает напряжение с электромагнита подъема. Золотник возвращается в исходное положение, гидронасос начинает работать вхолостую, а качающаяся часть останавливается и удерживается на угле старта клапанами-замками.

При опускании качающейся части подъемный механизм работает аналогично.

Механизм наведения по азимуту предназначен для вращения поворотной части пусковой установки в горизонтальной плоскости. Он состоит из электродвигателя постоянного тока ДПМ-12 и двух редукторов.

Механизм наведения по азимуту имеет два привода: электрический силовой привод (ЭСП) и ручной. (Описание ЭСП см. раздел «Электрооборудование пусковой установки».)

Вращение электродвигателя передается через редукторы на коренную шестерню, которая, обкатываясь по зубчатому ободу основания, вращает пусковую установку относительно ее оси.

Механизм электровоздухоразъема ОШ-1 предназначен для соединения электрических цепей и воздушных магистралей ракеты и пусковой установки. Через разъем ОШ-1 осуществляется связь головки самонаведения ракеты с наземной аппаратурой, а также охлаждение аппаратуры второго отсека ракеты воздухом в период предстартовой подготовки.

Механизм электровоздухоразъема состоит из головки с крышкой, подъемного рычага, редуктора с гидроцилиндром, золотниковой коробки, уравнивающего механизма, привода крышки и механизма стопорения.

Головка представляет собой отливку из легкого сплава с запрессованными в нее двумя пустотелыми штырями, через которые подводится и отводится воздух. Они же являются направляющими штырями при подстыковке разъема к ракете. В среднюю часть отливки, изолированную от ее внутренней полости, поставлен разъем ОШ-1 с кабелем. Крепление головки к подъемному рычагу обеспечивает ей шесть степеней свободы, что позволяет во время подстыковки разъема выбрать возможные перекосы.

Подъемный рычаг состоит из двух труб и кронштейна. На кронштейне рычага устанавливается головка. Трубами рычаг крепится к полному валу, закрепленному в качающейся части. По правой трубе рычага к головке подводится кабель, по левой — воздух. Воздух поступает в трубу рычага из установки продува воздухом по воздухопроводу качающейся части через полный вал. На этот же вал посажена цилиндрическая шестерня, которая входит в зацепление с зубчатым сектором редуктора (см. рис. 217).

Редуктор с гидроцилиндром предназначен для преобразования поступательного движения поршня-рейки, который перемещается в гидроцилиндре, во вращательное движение полного вала и закрепленного на нем рычага с головкой. Поршень-рейка перемещается в гидроцилиндре под действием рабочей жидкости, нагнетаемой гидронасосом. Гидронасос общий для механизма электровоздухоразъема и подъемного ме-

ханизма. Управление работой механизма электровоздухоразъема осуществляется золотниковой коробкой.

Золотниковая коробка механизма электровоздухоразъема собрана в одном корпусе с золотниковой коробкой подъемного механизма и работает по аналогии с ней. При отсутствии команд на подъем или опускание разъема золотники находятся в нейтральном положении и масло в гидроцилиндр не поступает. При выдаче соответствующей команды напряжение поступает на один из двух электромагнитов. Золотники перемещаются и соединяют магистрали гидросистемы таким образом, что жидкость поступает в левую или правую полость гидроцилиндра. В соответствии с этим поршень-рейка будет передвигаться и через редуктор поворачивать рычаг с головкой.

Ограничение движения рычага производится с помощью механической передачи от полного вала к контактам, выключающим электромагниты золотниковой коробки на предельных углах. Движение электровоздухоразъема у предельных углов тормозится за счет конструкции гидроцилиндра. На предельных углах и в любом промежуточном положении рычаг разъема удерживается обратными клапанами, которые разобщают полости гидроцилиндра с магистралями гидросистемы и запирают поршень-рейку в заданном положении.

Для защиты от пыли, грязи и механических повреждений головка разъема закрывается крышкой, которая снабжена приводом открывания. Открывание крышки происходит автоматически при подходе головки к разъему ракеты, а закрывание — сразу после расстыковки.

Механизм электроразъема ОШ-2 обеспечивает связь электрических цепей ракеты и пусковой установки. Электроразъем расположен на заднем торце качающейся части и состоит из кронштейна и головки. Головка закреплена на кронштейне таким образом, что может перемещаться и поворачиваться, выбирая перекосы при состыковке разъема с ракетой. Состыковка разъема с ракетой происходит автоматически при зарядке пусковой установки. От воздействия газовой струи СД головка защищена крышкой, которая открывается с помощью рычажной передачи при состыковке разъема и закрывается автоматически при старте ракеты. Кронштейн вместе с головкой может быть откинут в походное положение.

Электрооборудование пусковой установки состоит из аппаратуры электрического силового привода, аппаратуры громкоговорящей связи, установки продува воздухом, аппаратуры управления ГСН, электронного блока ЭБО, контрольной приставки ПК-9Ф, аппаратуры стартовой автоматики, кабельных соединений, переходных коробок и конечных выключателей.

Электрический силовой привод предназначен для автоматического наведения пусковой установки по ази-

мату и управления подъемным механизмом и механизмом разьема ОШ-1.

Привод наведения по азимуту является электрическим синхронно-следящим приводом. В состав привода входят следующие элементы: электромашинный усилитель ЭМУ-50А3, исполнительный двигатель ДПМ-12, прибор контроля заряжения (ПКЗ), пульт управления, блок управления (БУ) и вращающееся контактное устройство (ВКУ).

Электромашинный усилитель предназначен для усиления по мощности сигнала рассогласования и выдачи этого сигнала на якорь исполнительного двигателя ДПМ-12.

Исполнительный двигатель обеспечивает вращение пусковой установки.

Прибор контроля заряжения предназначен для контроля за положением пусковой установки на углах заряжения по азимуту. Он представляет собой механическую передачу от шестерни, обкатывающейся по зубчатому ободу основания пусковой установки, к двум контактам. Через один из контактов выдается сигнал о том, что пусковая установка находится на угле заряжения № 1, через второй контакт — на угле заряжения № 2.

Пульт управления предназначен для управления работой приводов. В нем размещены: принимающий прибор, местный датчик ручного управления и датчик зоны запрета.

Принимающий прибор служит для выработки управляющих напряжений, зависящих от угла рассогласования вращающейся части пусковой установки относительно датчиков. Управляющие напряжения вырабатываются на сельсин-приемниках, электрически связанных с сельсинами датчика кабины К-3М или местного датчика.

Датчик ручного управления обеспечивает местное управление работой привода наведения по азимуту. Он состоит из пары сельсин-датчиков, с помощью которых может быть задано требуемое рассогласование относительно сельсинов принимающего прибора.

Датчик зоны запрета предназначен для предотвращения пуска ракеты в случае нахождения пусковой установки в зоне запрета. Кроме того, он обеспечивает автоматический выход пусковой установки из зоны запрета (в сторону ближайшей ее границы) в том случае, если пуск был дан в этой зоне. Датчик представляет собой прибор, передающий вращение от редуктора привода азимута на кулачковый валик. Кулачки при вращении пусковой установки воздействуют на микровыключатели, замыкающие и размыкающие соответствующие электрические цепи.

На пульте управления расположены кнопки местного управления работой привода азимута, подъемного механизма и электровоздухоразьема.

Блок управления предназначен для размещения в нем элементов схемы управления приводами. В блоке управления расположены: электронный усилитель У-155, блок индикации, датчики положений заряжения № 1 и 2, трансформаторы, выпрямители, контакторы и другие элементы.

Вращающееся контактное устройство предназначено для электрической связи неподвижной части пусковой установки, к которой подводятся внешние кабели от электростанции, кабины К-3М и заряжающих машин, с вращающейся частью, на которой установлена аппаратура дистанционного управления и приводов.

Блок-схема привода наведения по азимуту показана на рис. 218.

Привод может работать от датчика кабины К-3М или местного датчика (датчика ручного управления, датчика положения заряжения № 1, датчика положения заряжения № 2).

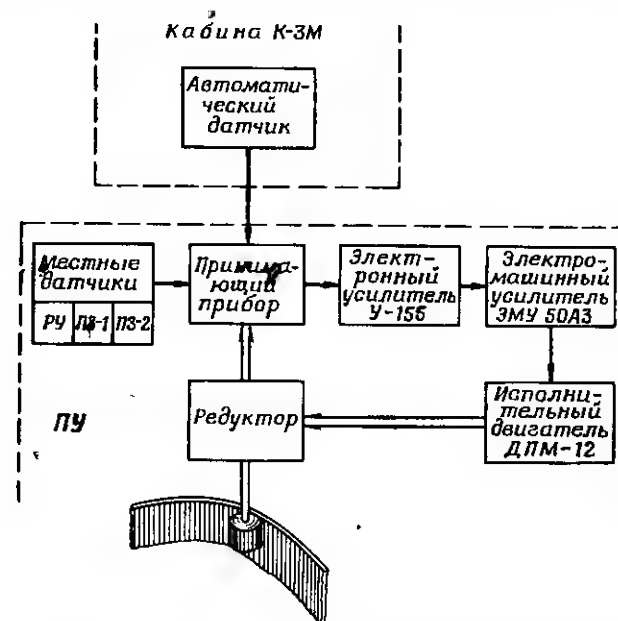


Рис. 218. Блок-схема привода наведения по азимуту

В зависимости от величины угла разворота датчика на сельсинах принимающего прибора вырабатывается управляющее напряжение (сигнал рассогласования), которое подается в электронный усилитель У-155. В усилителе переменное напряжение сигнала рассогласования усиливается, преобразуется в постоянное напряжение определенного знака и выдается на управляющую обмотку электромашинного усилителя. ЭМУ

усиливает поступивший на него сигнал по мощности и выдает его на якорь исполнительного двигателя. Двигатель начинает поворачивать вращающуюся часть пусковой установки. По мере разворота ПУ за счет механической связи редуктора с принимающим прибором сельсин-приемники согласуются с сельсинами датчика. Сигнал рассогласования при этом будет уменьшаться и, когда он станет равным нулю, пусковая установка прекратит вращение.

Аппаратура громкоговорящей связи предназначена для обеспечения связи расчета, работающего на пусковой установке, с кабиной К-ЗМ и ДЭС. К аппаратуре громкоговорящей связи относятся громкоговоритель ГР-1 и шкаф КБ-34, в котором размещены микрофон и усилитель громкоговорящей связи (ГГС).

Установка продува воздухом (УПВ) предназначена для осуществления продува неосушенным воздухом бортовой аппаратуры отсека № 2 ракеты в процессе предстартовой подготовки, а также продува ее осушенным воздухом в течение 3 мин в режиме «Отмена». В состав установки входят: электродвигатель, вентилятор, осушитель и заслонки (клапаны). Управление работой УПВ осуществляется системой управления стартом.

Аппаратура управления ГСН, расположенная на пусковой установке, включает в себя шкаф КУ-31 и блок КУ-375 (маятниковый прибор), которые служат для наведения ГСН по углу места.

Электронный блок ЭБО предназначен для выставления угла срабатывания радиовзрывателя в зависимости от скорости сближения ракеты с целью.

Контрольная приставка ПК-9Ф служит для проверки функционирования электронного блока ЭБО.

(Принцип работы аппаратуры управления ГСН и электронного блока рассматривается в разделах 6 и 8.)

3. ЗАРЯЖАЮЩАЯ МАШИНА 5Ю24

Назначение и состав

Заряжающая машина (ЗМ) предназначена для хранения ракеты на стартовой площадке, зарядки пусковой установки ракетой и разрядки пусковой установки.

Каждую пусковую установку обслуживают две заряжающие машины. На стартовую позицию заряжающая машина транспортируется на автопоезде 5Т53М. Погрузка и разгрузка заряжающей машины производится с помощью автокрана К-162М (грузоподъемностью 16 т).

Загрузка ЗМ ракетой осуществляется путем перегрузки ракеты с транспортно-перегрузочной машины 5Т83М (транспортно-заряжающей машины 5Т82М) на ПУ, а затем — на ЗМ или с автопоезда 5Т53М с помощью крана (автопогрузчика).

Основные технические данные ЗМ (без ракеты)

Вес	4265 кг
Длина	7677 мм
Высота	3298 мм
Ширина	2390 мм

Заряжающая машина (рис. 219) состоит из основания, передней и задней опор, привода передней и задней опор, привода досылки, привода передвигания, механизма сцепления, токоподвода, привода к контактам, электрооборудования, приспособления для снятия обледенения с рельсов и механизма защиты переднего разъема ракеты.

Основание предназначено для размещения узлов, механизмов и электрооборудования ЗМ. Оно состоит из верхней рамы и двух нижних рам — передней и задней.

Верхняя рама связана с нижними рамами стойками и раскосами. К продольным балкам верхней рамы приварены два направляющих швеллера, которые служат для перемещения каретки передней опоры. На поперечной балке верхней рамы закреплены две опоры бугелей ракеты.

Передняя и задняя нижние рамы состоят из сварных оснований, колесных пар и механизмов вертикального и горизонтального перемещения основания ЗМ. Колесные пары служат для передвигания ЗМ по рельсовому пути от исходного положения к ПУ и обратно. Механизмы (домкраты) вертикального и горизонтального перемещений основания ЗМ предназначены для перемещения основания ЗМ в вертикальной и горизонтальной плоскостях относительно передней и задней колесных пар, а следовательно, и рельсового пути при стыковке ЗМ с ПУ.

Передняя опора размещена на верхней раме основания ЗМ и предназначена для поддержания передней части ракеты, подъема и опускания ее, а также для передачи ракете усилия от привода досылки при зарядании и разрядании ПУ. Передняя опора состоит из каретки и ложеента.

Каретка представляет собой сварную раму. В нижней части каретка имеет четыре ролика, на которых она может передвигаться по направляющим верхней рамы ЗМ. К основанию рамы каретки крепятся цепи привода досылки.

Ложемент представляет собой раму, внутри которой на тягах крепится подвеска. В верхней части подвески имеется подпружиненный стакан с отверстием. В это отверстие входит упор ракеты. На раме ложеента укреплены четыре ролика, которые могут передвигаться в вертикальных направляющих

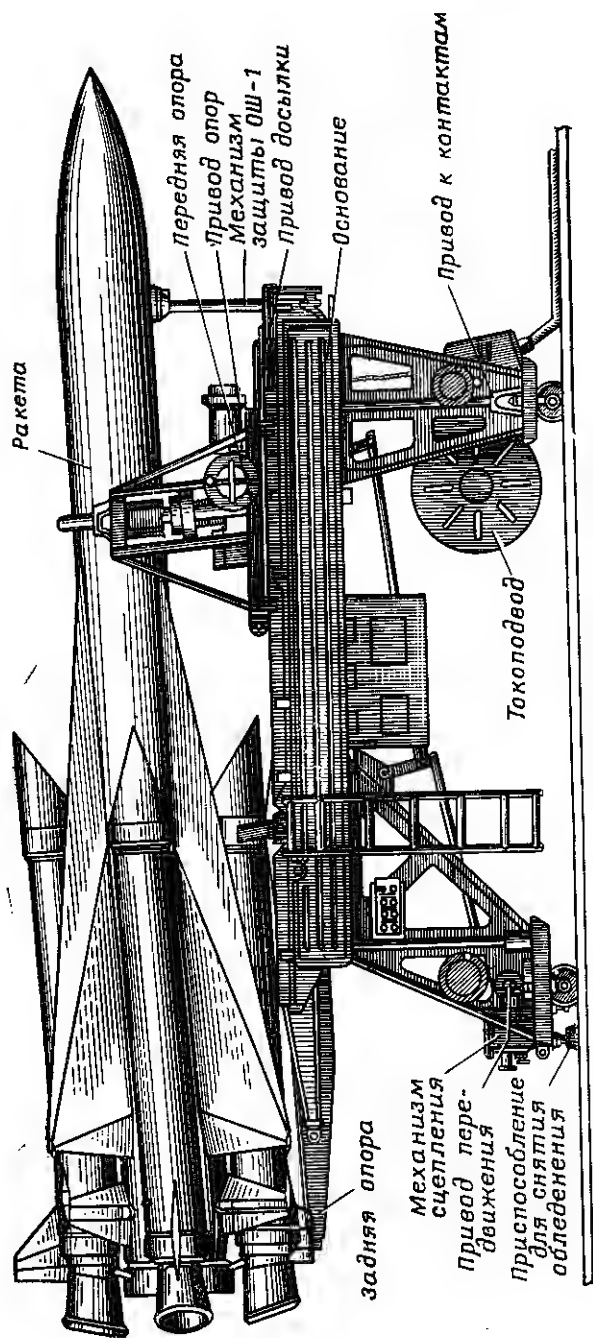


Рис. 219. Заряжающая машина 5Ю24

каретки. В нижней части рама ложемент соединена с винтом привода передней и задней опор, под действием которого ложемент может перемещаться в вертикальном направлении и занимать одно из трех положений: нижнее, среднее, верхнее. Остановка ложемент в указанных положениях производится выключением электропривода передней и задней опор соответствующими тремя конечными выключателями, размещенными на каретке и срабатывающими от действия копиров ложемент.

Задняя опора предназначена для поддержания хвостовой части ракеты, а также для подъема и опускания ее.

Задняя опора (коромысло) представляет собой двуплечий рычаг сварной конструкции, закрепленный на двух продольных опорных балках верхней рамы ЗМ с помощью оси. Уложенная на ЗМ ракета опирается на опорный конец (седло) задней опоры пилоном нижнего стартового двигателя. Передний конец задней опоры через рычажную передачу кинематически связан с приводом передней и задней опор (при нахождении передней опоры в переднем положении на верхней раме основания ЗМ), под действием которого задняя опора поворачивается на оси, обеспечивая подъем или опускание хвостовой части ракеты.

Привод передней и задней опор предназначен для подъема и опускания ложемент передней опоры и поворота задней опоры. Привод размещен на каретке передней опоры и состоит из электродвигателя, редуктора и ручного привода.

Вал электродвигателя соединен муфтой с входным валом редуктора. Редуктор преобразует вращательное движение вала электродвигателя в поступательное вертикальное движение винта, который соединен верхним концом с ложементом передней опоры, а нижним концом может воздействовать через рычажную передачу на заднюю опору (при нахождении передней опоры в переднем положении на верхней раме основания ЗМ). При этом подъем ложемент сопровождается опусканием седла коромысла, а опускание ложемент — подъемом седла коромысла.

Привод досылки расположен в передней части верхней рамы основания ЗМ и предназначен для передвижения передней опоры (с ракетой) по верхней раме основания ЗМ при зарядании и разрядании ПУ. Привод состоит из электродвигателя, редуктора, приводной цепной передачи и ручного привода.

Вал электродвигателя соединен муфтой с входным валом редуктора. Выходной вал редуктора связан с двумя ведущими звездочками. Через ведущие и ведомые звездочки перекинута две приводные цепи, соединенные с кареткой передней опоры.

Штурвал ручного привода связан с редуктором цепной передачей.

При работе от электродвигателя или вручную вращение вала электродвигателя или штурвала ручного привода передается через редуктор на вал с ведущими звездочками, при этом приводные цепи передвигают переднюю опору по раме ЗМ.

Привод передвижения расположен на нижней задней раме основания ЗМ и предназначен для передвижения заряжающей машины по рельсовому пути от исходного положения до пусковой установки и обратно. Привод состоит из электродвигателя, редуктора и ручного привода.

Вал электродвигателя соединен муфтой с входным валом редуктора. Выходной вал редуктора связан цепной передачей с задней колесной парой. Штурвал ручного привода связан с редуктором цепной передачей.

При работе от электропривода или вручную вращение вала электродвигателя или штурвала ручного привода передается через редуктор и цепную передачу на заднюю колесную пару, при этом ЗМ передвигается по рельсовому пути.

Механизм сцепления расположен на нижней задней раме основания ЗМ и предназначен для сцепления заряжающей машины с пусковой установкой при перегрузке ракеты с заряжающей машины на пусковую установку или с пусковой установки на заряжающую машину. Механизм, кроме того, обеспечивает торможение и остановку ЗМ у ПУ. Основными элементами механизма являются: вал с рычагом сцепления, горизонтальный шток, гидробуфер и запирающее устройство.

В исходном состоянии механизма вал с рычагом сцепления зафиксирован запирающим устройством в положении «Расцеплено», а горизонтальный шток под действием пружины гидробуфера находится в выдвинутом положении. Сцепление ЗМ с ПУ происходит автоматически. При подходе ЗМ к ПУ горизонтальный шток упирается в буфер ПУ, утапливается и воздействует на шток гидробуфера, под действием которого происходит торможение ЗМ у ПУ. При утапливании горизонтального штока в крайнее положение под его воздействием происходит освобождение вала с рычагом сцепления, при этом под воздействием пружины механизма рычаг сцепления поворачивается вниз, западает за буфер ПУ, тем самым обеспечивая сцепление ЗМ с ПУ.

Механизм сцепления кинематически связан через рычажную передачу с приводом передней и задней опор для обеспечения автоматического расцепления ЗМ и ПУ после перегрузки ракеты с ЗМ на ПУ или с ПУ на ЗМ.

Токоподвод расположен на нижней передней раме основания ЗМ и предназначен для электрической связи ЗМ со станцией управления. Он состоит из барабана с кабелем, механизма укладки и съема кабеля и вращающегося контактного устройства (ВКУ).

Один конец кабеля подсоединяется к станции управления, а второй — к ВКУ. ВКУ обеспечивает электрическую связь кабеля, намотанного на барабан и вращающегося с ним, с электрооборудованием ЗМ. Вращение на барабан и на механизм укладки кабеля передается с передней колесной пары с помощью цепной передачи. При движении ЗМ к ПУ кабель сматывается с барабана, а при движении ЗМ от ПУ наматывается на барабан.

Привод к контактам расположен на нижней передней раме основания ЗМ и предназначен для передачи вращения от передней колесной пары к двум дисковым контактам. С помощью этих контактов осуществляется переключение электропривода передвижения с большой скорости на малую при подходе ЗМ к ПУ или к исходному положению, а также остановка ЗМ в исходном положении.

Привод представляет собой редуктор, входной вал которого цепной передачей связан с передней колесной парой, а выходные валы связаны с валиками дисковых контактов.

Электрооборудование предназначено для обеспечения автоматического и полуавтоматического режимов работы механизмов ЗМ.

Силовое электрооборудование питается напряжением трехфазного переменного тока 380 в частотой 50 гц, которое подается на ЗМ от дизельной электростанции 5Е97 через ПУ и станцию управления. Аппаратура управления питается напряжением однофазного переменного тока 220 в частотой 50 гц, которое подается с трансформатора, расположенного в станции управления, и напряжением постоянного тока 27 в, которое поступает от вспомогательного выпрямителя ПУ.

В состав электрооборудования ЗМ входят: электропривод 1 передвижения ЗМ, электропривод передней и задней опор, 2 электропривод досылки и общая аппаратура электроприводов. 3, 4

Каждый электропривод состоит из приводного асинхронного электродвигателя, магнитных пускателей, конечных выключателей или дисковых контактов. Электродвигатель привода передней и задней опор односкоростной, электродвигатели приводов передвижения и досылки двухскоростные.

Общая аппаратура электроприводов состоит из вращающегося контактного устройства, пульта управления, станции управления и соединительных ящиков.

Пульт управления закреплен на основании ЗМ с правой стороны. Он предназначен для местного управления электроприводами ЗМ и размещения элементов системы управления электроприводами ЗМ. На пульте имеются кнопки местного управления: ДОСЛАТЬ, СТОП, СНЯТЬ — электропривода досылки; ВВЕРХ, ВНИЗ — электропривода передней и задней опор; ВПЕРЕД, НАЗАД — электропривода передвижения. На пульте также установлен выключатель, предназначенный для

выключения электроприводов ЗМ в аварийных случаях.

Станция управления установлена на посту управления и предназначена для размещения элементов управления электроприводами и для электрической связи электрооборудования ЗМ с электрооборудованием ПУ. Станция управления обслуживает две ЗМ. На станции управления имеются один установочный выключатель для включения напряжения 3×380 в, 50 гц на заряжающие машины и два пакетных переключателя МЕСТНОЕ УПР. — АВТОМАТ. УПР., с помощью которых готовится местное или автоматическое управление электроприводами ЗМ1 и ЗМ2.

Приспособление для снятия обledenения с рельсов крепится к нижней задней раме основания ЗМ и предназначено для предотвращения пробуксовки передней и задней колесных пар при обledenении рельсового пути. В состав приспособления входят две песочницы и две щетки.

Механизм защиты переднего разъема ракеты предназначен для защиты разъема ОШ-1 ракеты при хранении ее на заряжающей машине. Механизм состоит из штанги и подпружинной заслонки, закрывающей полость разъема ОШ-1 ракеты.

Работа заряжающей машины

Зарядка ПУ может производиться тремя способами:

- автоматическим, при котором передача ракеты с ЗМ на ПУ производится электроприводами ЗМ без применения ручных операций по управлению приводами;

- полуавтоматическим, при котором управление электроприводами производится с пульта управления кнопками местного включения;

- ручным, при котором механизмы ЗМ приводятся в движение ручными приводами. (Штурвалы ручных приводов расположены с правой стороны ЗМ.)

При автоматическом способе, являющемся основным способом зарядки ПУ, от дизельной электростанции через ПУ и станцию управления на ЗМ подается электропитание. Переключатель, расположенный на станции управления, для соответствующей ЗМ должен находиться в положении «Автомат. упр.». Пушковая установка перед зарядкой должна находиться на углах зарядки: по углу места — на угле $+2^\circ$, по азимуту — в положении для приема соответствующей ЗМ.

Для производства автоматического зарядки ПУ из кабины К-ЗМ выдается команда «Зарядка». По этой команде ПУ приводится к углам зарядки (если она не на углах зарядки), после чего включается электропривод передвижения, и ЗМ с ракетой задним ходом передвигается по рельсовому пути из исходного положения к ПУ. При подходе ЗМ к

ПУ с пониженной скоростью происходит торможение и автоматическое сцепление ЗМ с ПУ. При этом хвостовая часть ракеты оказывается расположенной над качающейся частью ПУ.

После сцепления ЗМ с ПУ конечный выключатель механизма сцепления выключает электропривод передвижения и включает электропривод передней и задней опор, под действием которого ложемент передней опоры поднимается из среднего положения в верхнее, а опорный конец коромысла опускается. При этом ракета, повернувшись на опорах бугелей ЗМ, опускается хвостовой частью вниз до посадки роликов ее на наклонные направляющие качающейся части ПУ. Механизм защиты переднего разъема открывает полость разъема ОШ-1 ракеты.

В конце подъема ложемента бугели ракеты оказываются поднятыми над опорами бугелей ЗМ. Конечный выключатель выключает электропривод передней и задней опор и включает электропривод досылки, под действием которого передняя опора передвигается вдоль ЗМ, и ракета досылается на ПУ. При досылке ролики ракеты катятся по направляющим качающейся части ПУ до встречи с упорами.

При встрече роликов ракеты с упорами срабатывает конечный выключатель, связанный с левым упором, который выключает электропривод досылки и включает электропривод передней и задней опор, под действием которого ложемент передней опоры опускается из верхнего положения в нижнее. При этом передняя часть ракеты опускается до посадки ее бугелей на качающуюся часть ПУ в пазы стопоров; бугели стопорятся. При опускании ложемента в крайнее нижнее положение срабатывает конечный выключатель, который выключает электропривод передней и задней опор. Одновременно ложемент оказывает воздействие через рычажную передачу на механизм сцепления. Происходит расцепление ЗМ и ПУ, после чего конечный выключатель механизма сцепления при опущенном ложемента включает электропривод передвижения, и ЗМ передвигается от ПУ в исходное положение.

При отходе ЗМ от ПУ на расстояние 6 (8) м дисковым контактом включается электрогидравлический привод ПУ на подъем разъема ОШ-1 для состыковки его с ракетой. При подходе ЗМ к исходному положению дисковым контактом выключается электропривод передвижения, и ЗМ останавливается.

При полуавтоматическом и ручном способах зарядки ПУ последовательность работы механизмов ЗМ такая же, как и при автоматическом зарядки.

Разрядка ПУ может быть произведена полуавтоматическим или ручным способом.

При полуавтоматическом способе разрядки ПУ, который является основным способом, на ЗМ подается электропитание. Переключатель для соответствующей ЗМ на станции управ-

ления устанавливается в положение «Местное упр.». Управление электроприводами ЗМ производится путем нажатия на соответствующие кнопки пульта управления.

Перед разряджением ПУ все механизмы ЗМ должны находиться в том положении, какое они занимали в конце цикла заряжания, а пусковая установка с ракетой должна находиться на углах заряжания; разъем ОШ-1 расстыкован.

При включении электропривода передвижения кнопкой ВПЕРЕД ЗМ передвигается к ПУ и сцепляется с ней. После сцепления ЗМ с ПУ ручным приводом производится подъем ложемент передней опоры до совмещения упора ракеты с отверстием подвески ложемента. Перед подъемом передней части ракеты ее бугели отstopориваются.

Включением электропривода передней и задней опор кнопкой ВВЕРХ производится подъем ложемента с ракетой в крайнее верхнее положение, после чего кнопкой СНЯТЬ включается электропривод досылки, под действием которого передняя опора с ракетой перемещается в переднее положение на раме машины, ролики ракеты катятся по направляющим качающейся части ПУ.

После перемещения ракеты в переднее положение кнопкой ВНИЗ включается электропривод передней и задней опор и ложемент опускается из верхнего положения в среднее, а козырь, поворачиваясь, поднимает хвостовую часть ракеты над качающейся частью ПУ. При этом бугели ракеты опускаются на опоры бугелей, а механизм защиты переднего разъема закрывает полость разъема ОШ-1 ракеты. По достижении ложементом среднего положения механизм сцепления автоматически расцепляет ЗМ и ПУ, после чего кнопкой НАЗАД включается электропривод передвижения, под действием которого ЗМ с ракетой возвращается в исходное положение.

Выключение электроприводов ЗМ при полуавтоматическом способе разряджения ПУ происходит под действием конечных выключателей или дисковых контактов.

При ручном способе разряджения ПУ последовательность работы механизмов ЗМ такая же, как и при полуавтоматическом способе разряджения.

4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СТАРТОМ

Назначение и состав аппаратуры

Система управления стартом (СУС) предназначена для дистанционного управления подготовкой и пуском ракет шести ПУ стрельбового канала. Управление подготовкой и пуском ракет осуществляется аппаратурой СУС стрельбового канала во взаимодействии с аппаратурой управления приводами ПУ,

аппаратурой управления головками самонаведения и станцией РПЦ.

Система управления стартом обеспечивает:

- контроль целостности цепей пиропатронов и цепей боевого предохранения ракет;

- включение и контроль за выходом на режим наземных источников питания борта ракеты (мотор-генераторных агрегатов МГА-1 и МГА-2), размещенных на ПУ;

- независимую подготовку к пуску от одной до шести ракет за время не более 60 сек с момента выдачи команды «Подготовка»;

- постоянную готовность к пуску одной или нескольких ракет (не более трех);

- пуск ракет по командам, поступающим из кабины К-2 РПЦ;

- автоматическую отмену подготовки ракет к пуску по истечении 15 мин или при возникновении неисправности;

- автоматическую отмену пуска ракет при возникновении неисправности.

В состав системы управления стартом входят пульт стартовой подготовки ПСП-200-1М, установленный в кабине К-3М, и аппаратура стартовой автоматики, размещенная на пусковых установках.

Пульт ПСП-200-1М состоит из шести блоков:

- трех блоков управления подготовкой БУП-200М, каждый из которых предназначен для управления подготовкой двух ракет и формирования сигналов готовности ракет к пуску;

- блока панелей подготовки ВПП-200 (рис. 220), предназначенного для приема сигналов и команд, регламентирующих боевую работу, выдачи команд «Подготовка» и «Отмена», а также сигнальной информации об этапах подготовки ракет к пуску отдельно по каждому каналу ПУ;

- блока питания БП-200-1, предназначенного для преобразования трехфазного переменного напряжения 380 в частотой 50 гц в постоянное напряжение 27 в;

- блока питания БП-200-2, предназначенного для распределения постоянного напряжения 27 в, поступающего из блока БП-200-1, по всем блокам пульта стартовой подготовки и для преобразования постоянного напряжения 27 в в пульсирующее напряжение частотой 2—6 гц (пульсирующее напряжение необходимо для обеспечения сигнализации мигающим светом).

Аппаратура СУС, размещенная на каждой ПУ, состоит из следующих элементов:

- блока автоматики БА-200М, предназначенного для автоматического выполнения контрольных, подготовительных и пусковых операций;

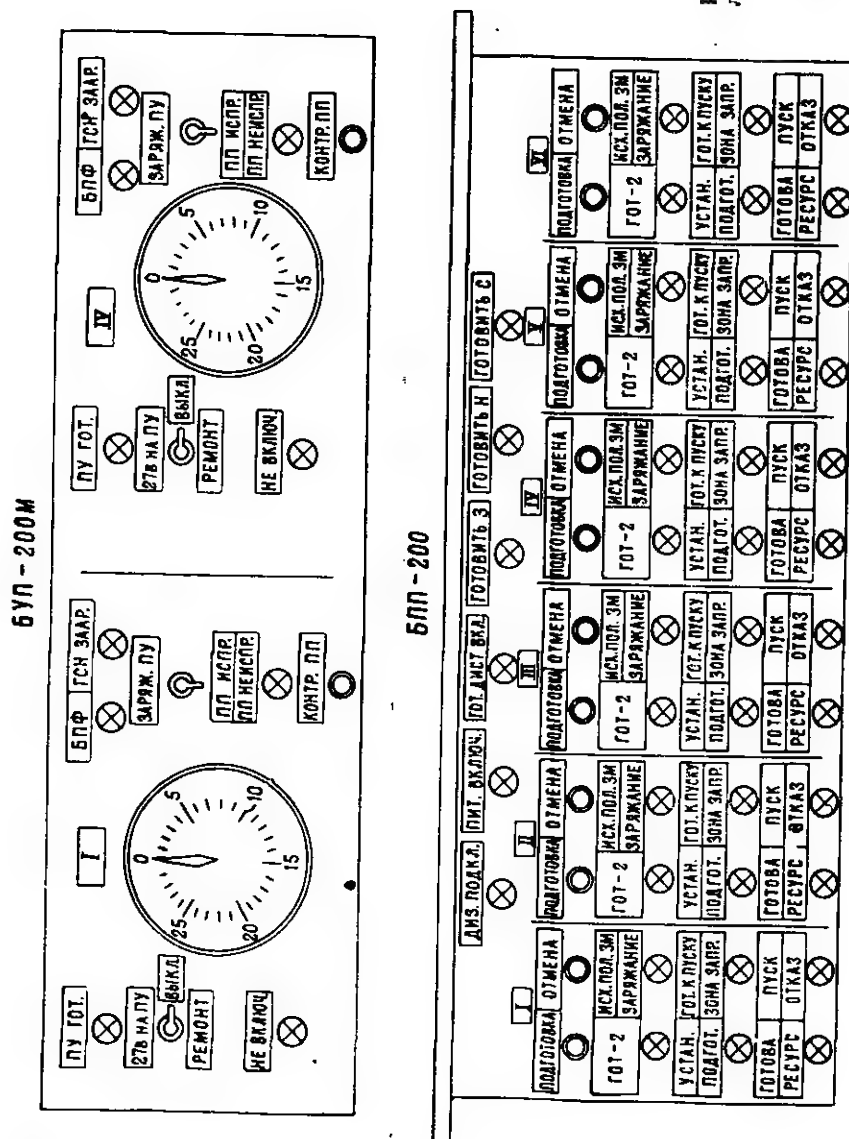


Рис. 220. Лицевая панель
блоков БУП-200М
и БПП-200

— мотор-генераторного агрегата МГА-1, предназначенного для преобразования трехфазного переменного напряжения 380 в частотой 50 гц в напряжения питания борта ракеты: трехфазное переменное напряжение 90 в частотой 1000 гц, од-фазное переменное напряжение 115 в частотой 1000 гц, одно-фазное переменное напряжение 115 в частотой 400 гц. МГА-1 состоит из приводного асинхронного электродвигателя, работающего от напряжения 380 в, 50 гц и трех синхронных генераторов;

— блока регулирования БР-1У, предназначенного для управления агрегатом МГА-1, контроля и регулирования его выходных напряжений;

— мотор-генераторного агрегата МГА-2, предназначенного для преобразования трехфазного переменного напряжения 380 в частотой 50 гц в трехфазное переменное напряжение 22 в частотой 1000 гц. МГА-2 состоит из приводного асинхронного электродвигателя, работающего от напряжения 380 в, 50 гц и синхронного генератора;

— выпрямителя В-1-200М, предназначенного для преобразования трехфазного переменного напряжения 22 в частотой 1000 гц, поступающего с МГА-2, в постоянное напряжение 27 в питания борта;

— блока регулирования БР-2У, предназначенного для управления агрегатом МГА-2, а также контроля и регулирования его выходного напряжения;

— блока защиты потребителей БЗП-200М, предназначенного для включения питающих напряжений на борт ракеты, а также контроля за исправностью цепей трехфазных переменных напряжений 90 в частотой 1000 гц и 36 в частотой 1000 гц, поступающих на борт ракеты для питания гиromоторов ГСН и автопилота. При обрыве фаз этих питающих напряжений во избежание выхода из строя гиromоторов блок обеспечивает снятие всех питающих напряжений с борта;

— блока проверки функционирования БПФ-200М, предназначенного для проверки на функционирование аппаратуры СУС при регламентных работах. Блок представляет собой имитатор борта;

— блока вспомогательного выпрямителя ВВ-200, предназначенного для преобразования трехфазного переменного напряжения 380 в частотой 50 гц в постоянное напряжение 27 в.

Работа системы управления стартом по упрощенной функциональной схеме (по одному каналу ПУ)

(Рис. 221)

Электропитание СУС осуществляется от внешнего источника (ДЭС или промышленной электросети) напряжением $3 \times \times 380$ в частотой 50 гц. Команды и сигналы в схеме автомати-

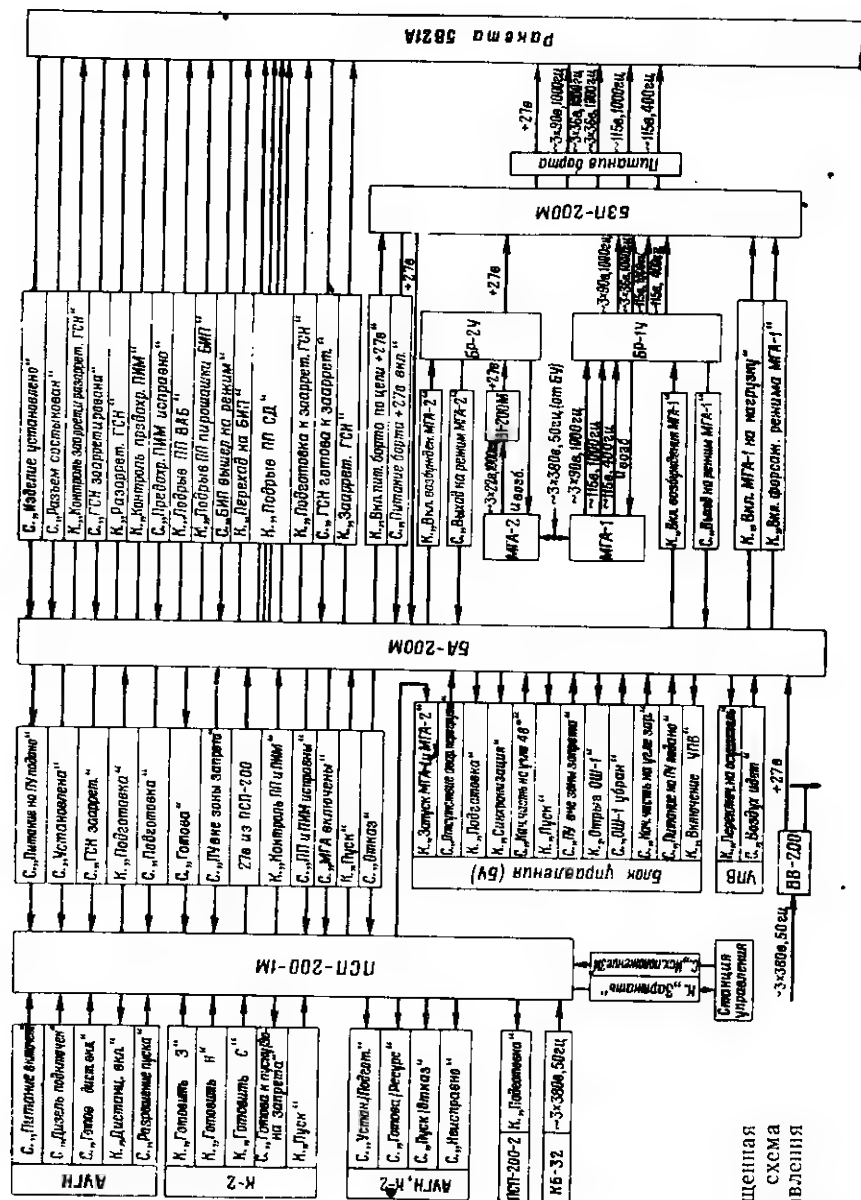


Рис. 221. Упрощенная функциональная схема системы управления стартом

ки выдаются постоянным напряжением 27 в. Сигналы на сигнальные лампы блоков БУП-200М и БПП-200 выдаются постоянным или пульсирующим напряжением.

Работа СУС рассматривается в следующих основных режимах: в режиме включения питания, при контроле цепей пиротехники и предохранения ПИМ, в режиме «Готовность № 2», в режиме подготовки, в режиме отмены, в режиме пуска.

Режим включения питания. По сигналу боевой тревоги выдаются напряжения: 3×380 в, 50 гц; 3×220 в, 400 гц с ДЭС на кабину К-3М и 3×380 в, 50 гц на пусковые установки. При этом из ДЭС через АУГН в ПСП-200-1М поступают сигналы «Питание включено» и «Дизель подключен» на одноименные сигнальные лампы блока БПП-200. (Если подается питание от промышленной сети, то сигнал «Дизель подключен» отсутствует.) При готовности общекабельных шкафов кабины К-3М к дистанционному включению из АУГН в ПСП-200-1М поступает сигнал «Готов дист. вкл.» на одноименную лампу блока БПП-200.

При наличии сигналов «Питание включено» и «Готов дист. вкл.» включается выключатель ПИТАНИЕ 380 В на БП-200-1. При этом напряжение 3×380 в, 50 гц из пульта КБ-32 кабины К-3М поступает в блок БП-200-1, где преобразуется в постоянное напряжение 27 в.

Постоянное напряжение из блока БП-200-1 поступает в блок БП-200-2, где распределяется по всем блокам пульта ПСП-200-1М. Кроме того, в блоке БП-200-2 постоянное напряжение 27 в преобразуется в пульсирующее напряжение, которое поступает в блоки БУП-200М. С пульта ПСП-200-1М выдается команда «Дистанц. вкл.» в АУГН для дистанционного включения шкафов АУГН. При этом из кабины К-3М на ПУ выдается напряжение 220 в, 400 гц.

Напряжение 3×380 в, 50 гц, поданное на ПУ, поступает в блок ВВ-200, в котором преобразуется в постоянное напряжение 27 в, поступающее в блок БА-200М. При этом в блоке БА-200М от сигналов «Изделие установлено» и «Разъем состыкован», поступающих в блок с борта ракеты через состыкованные разъемы ОШ-2 и ОШ-1, соответственно, формируется сигнал «Установлена», который подается в пульт ПСП-200-1М на лампу УСТАНОВЛЕНА/ПОДГОТОВКА блока БПП-200 — лампа загорается ровным светом.

При наличии на ПУ питающих напряжений 3×380 в, 50 гц и 220 в, 400 гц из блока управления (БУ) выдается сигнал «Питание на ПУ подано», который, проходя через блок автоматики, поступает на пульт ПСП-200-1М. При этом на блоке БУП-200М загорается ровным светом лампа ПУ ГОТОВА.

Если обе заряжающие машины данного канала ПУ находятся в исходном положении, то со станции управления (СУ) в пульт ПСП-200-1М поступает сигнал «Исх. положение 3М»,

при этом на блоке БПП-200 лампа ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЗМ/ЗАРЯЖАНИЕ загорается ровным светом.

В режиме включения питания, если ПУ не заряжена ракетой, сигнал «Установлена» отсутствует. Для производства автоматического заряжения пусковой установки включением выключателя ЗАРЯЖАНИЕ ПУ блока БУП-200 выдается команда «Заряжать» в станцию управления. При этом происходит автоматическое заряжение пусковой установки ракетой с помощью заряжающей машины. В режиме автоматического заряжения ПУ сигнал «Исх. положение ЗМ» отсутствует, и лампа ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЗМ/ЗАРЯЖАНИЕ на блоке БПП-200 горит мигающим светом.

После производства автоматического заряжения ПУ в момент состыковки разъема ОП-1 в пульт ПСП-200-1М поступает сигнал «Установлена». Когда заряжающая машина возвращается в исходное положение, со станции управления в пульт ПСП-200-1М выдается сигнал «Исх. положение ЗМ», и лампа ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЗМ/ЗАРЯЖАНИЕ блока БПП-200 начинает гореть ровным светом.

Контроль цепей пиротехники и предохранения ПИМ. Для контроля целостности цепей пиропатронов и боевого предохранения ракеты нажимается кнопка КОНТРОЛЬ ПП на блоке БУП-200М пульта ПСП-200-1М. При этом из пульта ПСП-200-1М в блок автоматики поступает команда «Контроль ПП и ПИМ», которая, проходя через гасящее сопротивление (для ограничения тока контроля пиропатронов), последовательно обходит цепи пиропатронов ракеты. При исправности цепей пиропатронов из блока автоматики на борт ракеты поступает команда «Контроль предохран. ПИМ». Если цепи боевого предохранения ПИМ исправны, то с борта ракеты в блок автоматики поступает сигнал «Предохран. ПИМ исправно», по которому из блока автоматики в пульт ПСП-200-1М поступает сигнал «ПП и ПИМ исправны» на лампу ПП ИСПРАВНЫ/ПП НЕИСПРАВНЫ блока БУП-200М — лампа загорается ровным светом. При неисправности цепей пиропатронов или боевого предохранения ракеты из блока автоматики в пульт ПСП-200-1М выдается сигнал «Отказ» (через 5 сек после нажатия кнопки КОНТРОЛЬ ПП), по которому начинает мигать лампа ПП ИСПРАВНЫ/ПП НЕИСПРАВНЫ на блоке БУП-200М и лампа ПУСК/ОТКАЗ на блоке БПП-200.

Режим «Готовность № 2». В этом режиме осуществляется запуск приводных электродвигателей и выход на режим генераторов мотор-генераторных агрегатов МГА-1 и МГА-2 пусковой установки. Начинается режим с включения выключателя на блоке БУП-200М в положение «27 в на ПУ». При этом из пульта ПСП-200-1М на ПУ выдается команда «Запуск МГА-1 и МГА-2», которая поступает в блок управления приводами. По этой команде из блока управления выдается пи-

тающее напряжение 3×380 в, 50 гц на приводные электродвигатели МГА-1 и МГА-2, которые запускаются на холостом ходу. При отсутствии перегрузки в цепях питания приводных электродвигателей МГА-1 и МГА-2 из блока управления в блок автоматики поступает сигнал «Отсутствие авар. перегрузки», по которому из блока автоматики выдаются команды «Вкл. возбуждения МГА-1» и «Вкл. возбуждения МГА-2» соответственно на блоки регулирования БР-1У и БР-2У.

Из блоков БР-1У и БР-2У выдаются напряжения возбуждения генераторов МГА-1 и МГА-2. Генераторы МГА-1 и МГА-2 начинают вырабатывать напряжения. Как только эти напряжения достигнут номинальных значений, из блоков БР-1У и БР-2У в блок автоматики выдаются соответственно сигналы «Выход на режим МГА-1» и «Выход на режим МГА-2». По этим сигналам из блока автоматики в пульт ПСП-200-1М поступает сигнал «МГА включены», по которому на блоке БПП-200 загорается лампа ГОТОВНОСТЬ 2.

В течение 5—7 сек выхода на режим МГА-1 и МГА-2 на блоках БУП-200М других каналов мигают лампы НЕ ВКЛЮЧАТЬ. Только после погасания этих ламп можно вводить в режим «Готовность № 2» другой канал системы управления стартом. Такой последовательный запуск приводных двигателей МГА-1 и МГА-2 пусковых установок с интервалом 5—7 сек исключает большие пиковые нагрузки электрической сети.

Напряжения 3×90 в, 1000 гц; 115 в, 1000 гц; 115 в, 400 гц с МГА-1 через блок БР-1У поступают в блок защиты потребителей (БЗП-200М). Кроме того, с понижающего трансформатора блока БР-1У в блок БЗП-200М поступает напряжение 3×36 в, 1000 гц.

Напряжение 3×22 в, 1000 гц МГА-2 выпрямляется выпрямителем В-1-200М, и полученное напряжение +27 в через блок БР-2У поступает в блок БЗП-200М. Из блока БЗП-200М напряжение +27 в поступает в блок БА-200М, а из блока БА-200М командой «Контроль зааррет. и разаррет. ГСН» — на борт ракеты для контроля заарретирования гироскопов ГСН. Если гироскоп ГСН находится в заарретированном положении, то с борта ракеты выдается сигнал «ГСН заарретирована», который через блок БА-200М поступает в пульт ПСП-200-1М на лампу ГСН ЗААРРЕТИРОВАНА блока БУП-200М.

Режим подготовки. Подготовка ракеты к старту заключается в прогреве бортовой аппаратуры, раскрутке роторов гироскопов ГСН и автопилота, а также в решении задач аппаратурой АУГН. Источниками питания бортовой аппаратуры при предстартовой подготовке являются мотор-генераторные агрегаты МГА-1 и МГА-2.

Минимальное необходимое время подготовки ракеты к пус-

ку составляет 1 мин, максимальное непрерывное время нахождения ракеты на подготовке — 15 мин.

При наличии сигнала «Готовность № 2» по команде «Готовить 3» («Готовить Н», «Готовить С»), поступающей из кабины К-2 РПЦ, ракета ставится на подготовку нажатием на кнопку ПОДГОТОВКА блока БПП-200. При этом происходит следующее.

В блоке БУП-200М запускается программный механизм, который начинает отсчитывать время подготовительного режима. Индикация этого времени осуществляется по шкале программного механизма, расположенной на передней панели блока БУП-200М.

Из пульта ПСП-200-1М команда «Подготовка» поступает в шкаф ПСП-200-2 и блок БА-200М. По команде «Подготовка» из блока БА-200М на борт ракеты выдается команда «Контроль предохран. ПИМ». Если боевое предохранение ПИМ исправно, то с борта ракеты в блок БА-200М поступает сигнал «Предохран. ПИМ исправно». По этому сигналу из блока БА-200М выдаются команды: «Вкл. пит. борта по цепи +27 в», «Вкл. форсаж. режима МГА-1» и «Вкл. МГА-1 на нагрузку» в блок БЗП-200М; «Включение УПВ» и «Подготовка» в блок управления.

По команде «Вкл. пит. борта по цепи +27 в» из блока БЗП-200М на борт ракеты поступает постоянное напряжение +27 в. По командам «Вкл. форсаж. режима МГА-1» и «Вкл. МГА-1 на нагрузку» из блока БЗП-200М на борт ракеты поступают переменные напряжения: 3×90 в, 1000 гц — на гиromоторы ГСН; 3×36 в, 1000 гц — на гиromоторы АП; 115 в, 1000 гц и 115 в, 400 гц на аппаратуру борта.

Напряжение 3×90 в, 1000 гц является форсажным (повышенным) и подается в течение 58 сек на гиromоторы ГСН для ускорения их раскрутки.

По команде «Включение УПВ» в блоке управления с помощью контактора включается питающее напряжение 3×380 в, 50 гц на приводной электродвигатель установки продува воздухом (УПВ). Начинается обдув воздухом аппаратуры второго отсека ракеты с целью ее охлаждения. При этом из УПВ в блок БА-200М выдается сигнал «Воздух идет» для разрешения прохождения режима подготовки.

По команде «Подготовка», поступающей в блок управления, запускаются на холостом ходу приводные электродвигатели электромашиинного усилителя и гидронасоса.

При запитывании борта постоянным напряжением +27 в из блока БЗП-200М в блок БА-200М выдается сигнал «Питание борта +27 в вкл.», по которому из блока БА-200М выдается сигнал «Подготовка» в пульт ПСП-200-1М на лампу УСТАНОВЛЕНА/ПОДГОТОВКА блока БПП-200 — лампа начинает гореть мигающим светом.

С началом подготовки в блоке БА-200М запускается программный механизм, который начинает отсчитывать время подготовки.

На 17-й секунде режима подготовки программным механизмом блока БА-200М выдается на борт ракеты команда «Разаррет. ГСН», по которой гиropлатформа ГСН разарретируется. При этом сигнал «ГСН заарретирована» с блока БА-200М снимается, после чего из блока БА-200М в блок управления поступает команда «Синхронизация». По этой команде ПУ с ракетой начинает наводиться по азимуту в направлении на цель, а по углу места качающаяся часть ПУ начинает подниматься на угол старта.

При согласовании ПУ по азимуту с датчиком кабины К-3М из блока управления в АУГН выдается сигнал «Синхронизовано» (на схеме не показан) для контроля за наведением ГСН на цель по азимуту. При подъеме качающейся части ПУ на угол старта из блока управления в блок БА-200М поступает сигнал «Качающаяся часть на угле 48°» для формирования сигнала «Готова».

На 58-й секунде режима подготовки программным механизмом блока БА-200М снимается команда «Вкл. форсаж. режима МГА-1» с блока БЗП-200М, в результате чего форсажное напряжение 3×90 в, 1000 гц с гиromоторов ГСН снимается и на них выдается напряжение 3×36 в, 1000 гц. Кроме того, с блока БА-200М выдается в пульт ПСП-200-1М сигнал «Готова», по которому на блоке БПП-200 лампа УСТАНОВЛЕНА/ПОДГОТОВКА гаснет, а лампа ГОТОВА/РЕСУРС загорается ровным светом.

При поступлении в АУГН сигнала «Готова» (при наличии сигнала «ГСН наведена») ГСН переводится в режим автосопровождения цели, после чего из АУГН в пульт ПСП-200-1М выдается сигнал «Разрешение пуска».

При наличии сигналов «Разрешение пуска» и «Готова», поступающих в пульт ПСП-200-1М, в блоке БУП-200М формируется сигнал «Готова к пуску», который поступает на лампу ГОТОВА К ПУСКУ/ЗОНА ЗАПРЕТА блока БПП-200, а также в кабину К-2 РПЦ для разрешения пуска ракеты. При этом лампа загорается ровным светом, если из блока управления через блок БА-200М в пульт ПСП-200-1М поступает сигнал «ПУ вне зоны запрета», или мигающим светом, если сигнал «ПУ вне зоны запрета» отсутствует. При наличии сигнала «Готова к пуску» из РПЦ может быть выдана команда «Пуск».

По истечении 14 мин режима подготовки программным механизмом блока БУП-200М формируется сигнал «Ресурс», по которому на блоке БПП-200 лампа ГОТОВА/РЕСУРС загорается мигающим светом.

Режим отмены. Если в режиме подготовки не произведен пуск ракеты, то по истечении 15 мин режима подготовки при

отсутствии сигнала «Разрешение пуска» происходит автоматическая отмена подготовки. Кроме того, в любой момент режима подготовки можно произвести отмену подготовки нажатием на кнопку ОТМЕНА, расположенную на блоке БПП-200.

При отмене подготовки происходит следующее.

В блоке БУП-200М программный механизм устанавливается в нулевое положение. Команда «Подготовка» с блока БА-200М снимается, при этом снимаются команды «Подготовка» и «Синхронизация» с блока управления, в результате чего ПУ идет на углы заряджания.

Из блока БА-200М на борт ракеты выдается команда «Подготовка к зааррет. ГСН». По этой команде гиropлатформа ГСН автоматически приводится в положение для заарретирования, после чего с борта ракеты в блок БА-200М поступает сигнал «ГСН готова к зааррет.».

После прихода ПУ на углы заряджания из блока управления в блок БА-200М поступает сигнал «Кач. часть на угле зар.». При наличии этого сигнала и сигнала «ГСН готова к зааррет.» из блока БА-200М на борт ракеты поступает команда «Зааррет. ГСН», по которой гиropлатформа ГСН заарретируется, а с борта ракеты в блок БА-200М выдается сигнал «ГСН заарретирована». По этому сигналу снимаются команды «Вкл. пит. борта по цепи +27 в» и «Вкл. МГА-1 на нагрузку» с блока БЗП-200М. При этом с борта ракеты снимаются все питающие напряжения.

После этого из блока БА-200М в УПВ выдается команда «Переключ. на осушитель», по которой из УПВ на обдув аппаратуры ГСН поступает сухой воздух в течение 3 мин, по истечении которых команды «Переключ. на осушитель» и «Включение УПВ» снимаются соответственно с УПВ и блока управления. При этом УПВ прекращает работать.

Программный механизм блока БУП-200М после возвращения в нулевое положение и снятия питающих напряжений с борта отсчитывает время охлаждения бортовой аппаратуры 13 мин. Система управления стартом приходит в состояние, соответствующее режиму «Готовность № 2».

Режим пуска. При наличии сигнала «Готова к пуску/Зона запрета» из кабины К-2 РПЦ в пульт ПСП-200-1М может быть выдана команда «Пуск». По этой команде на блоке БПП-200 загорается лампа ПУСК/ОТКАЗ ровным светом.

Команда «Пуск» из пульта ПСП-200-1М поступает в блок БА-200М, а из блока БА-200М — в блок управления. Если ПУ находится в зоне запрета стрельбы, то по команде «Пуск» приводом наведения по азимуту она выводится из зоны запрета, после чего из блока управления в блок БА-200М выдается сигнал «ПУ вне зоны запрета», разрешающий прохождение режима пуска. Во время вывода ПУ из зоны запрета ГСН автоматически сопровождает цель.

При наличии сигнала «ПУ вне зоны запрета» по команде «Пуск» из блока БА-200М в блок управления выдается команда «Отрыв ОШ-1», по которой разъем ОШ-1 начинает опускаться. Во время отстыковки разъема ОШ-1 от ракеты рвется цепь сигнала «Разъем состыкован» (цепь сигнала «Установлена» не обесточивается, так как она заблокирована при пуске в блоке БА-200М до момента схода ракеты с ПУ).

При этом из блока БА-200М на борт ракеты выдаются команды «Подрыв ПП ВАБ» и «Подрыв ПП пироташки БИП», по которым бортовой источник питания запускается и выходит на режим.

После выхода на режим БИП с борта ракеты в блок БА-200М поступает сигнал «БИП вышел на режим», а после опускания разъема ОШ-1 в крайнее положение из блока управления в блок БА-200М выдается сигнал «ОШ-1 убран». При наличии сигналов «БИП вышел на режим» и «ОШ-1 убран» из блока БА-200М на борт ракеты выдается команда «Переход на БИП», по которой потребители электроэнергии борта подключаются к генераторам БИП. После этого снимается команда «Вкл. пит. борта по цепи +27 в» с блока БЗП-200, при этом с борта ракеты снимается постоянное напряжение 27 в наземного источника.

После снятия с борта постоянного напряжения 27 в из блока БА-200М на борт выдаются команды «Подрыв ПП СД», по которым запускаются стартовые двигатели, и ракета стартует.

При сходе ракеты с ПУ снимается сигнал «Установлена» с пульта ПСП-200-1М, в результате чего снимаются команды «Подготовка» и «Синхронизация» с блока управления. При этом ПУ автоматически приводится к углам заряджания и, если с блока БУП-200М выключателем ЗАРЯЖАНИЕ ПУ выдана команда «Заряжать» в станцию управления, происходит автоматическое заряджание пусковой установки ракетой со второй заряжающей машины.

На блоке БПП-200 при сходе ракеты с ПУ гаснут лампы: ГОТОВА/РЕСУРС, ГОТОВА К ПУСКУ/ЗОНА ЗАПРЕТА, ПУСК/ОТКАЗ.

При возникновении неисправностей в аппаратуре управления стартом или на борту ракеты в режимах подготовки, пуска и отмены на блоке БПП-200 лампа ПУСК/ОТКАЗ загорается мигающим светом. В этом случае переключатель на блоке БУП-200М устанавливается в положение «Ремонт», при этом из пульта ПСП-200-1М в кабину К-2 выдается сигнал «Неисправно».

Для проведения контроля функционирования аппаратуры управления стартом блок БПФ-200М с помощью переходных

кабелей состыковывается с разъемами ОШ-1 и ОШ-2 пусковой установки. При этом из блока БПФ-200М выдается сигнал «БПФ» на одноименную лампу блока БУП-200М.

5. АППАРАТУРА КАБИНЫ ПОДГОТОВКИ СТАРТА (К-3М)

Назначение, состав и основные технические данные кабины К-3М

Кабина подготовки старта ракет входит в состав стрельбового канала комплекса и размещается в центре стартовой позиции стрельбового канала.

Аппаратура кабины предназначена:

- 1 — для включения ракет стрельбового канала на подготовку к старту и контроля за их состоянием в режиме готовности;
- 2 — для автоматического наведения антенн ГСН на цель по азимуту и углу места с учетом поправок на параллакс;
- 3 — для автоматического наведения следящих систем ГСН на цель по дальности с учетом поправки на параллакс и скорости;
- 4 — для автоматической подстройки частот первых гетеродинов ГСН (блоков КН-3) под частоту сигнала, излучаемого РПЦ;
- 5 — для автоматической выставки в счетно-решающем приборе ракеты величины $\frac{1}{2\dot{D}}$ (величины, обратно пропорциональной удвоенной скорости сближения ракеты с целью в расчетной точке встречи) и выдачи этой величины на ракету для начальной выставки равносигнального направления антенны радиовзрывателя;
- 6 — для автоматической установки начального уровня тяги маршевых двигателей в соответствии с расчетным временем работы двигателя при полете до точки встречи;
- 7 — для переключения методов самонаведения ГСН в зависимости от параметров полета цели;
- 8 — для перевода ГСН в режим автоматического сопровождения цели и контроля за режимом автосопровождения до момента старта ракет;
- 9 — для определения соотношения сигнал/шум на выходе приемных устройств ГСН и выдачи сигнала разрешения пуска ракет;
- 10 — для включения пусковых установок на автоматическое перезаряжание ракетами.

Так как в стрельбовом канале комплекса предусматривается возможность одновременной подготовки к старту шести ракет, то аппаратура кабины К-3М имеет шесть каналов управ-

ления I—VI. Наряду с этим имеются общие блоки, которые обеспечивают работу всех каналов управления.

В кабине подготовки старта размещается следующая аппаратура (рис. 222).

Пульт стартовой позиции ПСП-200-1М в составе:

- трех двухканальных блоков управления подготовкой БУП-200М;
- блока панелей подготовки БПП-200М;
- двух блоков питания БП-200-1 и БП-200-2.

Шкаф начальной установки регуляторов тяги ПСП-200-2М в составе:

- шести блоков регулирования тяги двигателя БРТ-200Б;
- блока функционального контроля БФК-200Б;
- блока непрерывного контроля БНК-200Б.

Аппаратура индикации и контроля (шкаф КИ-32М) в составе:

- блока контроля угловых положений КУ-373;
- блока индикаторов сигналов ГСН КИ-336;
- пульта оператора управления ГСН — блока КУ-374М;
- блока синхронизации КИ-337;
- блока функционального контроля КФ-335М;
- блока питания КИ-3201.

Аппаратура наведения — шесть шкафов КД-31М. Каждый шкаф в составе:

- блока ввода поправок на параллакс и наведения по углам КУ-394;
- электронного блока параллакса КД-375;
- блока наведения по дальности КД-371М;
- блока подстройки частоты КБ-342;
- блока наведения по скорости КС-311;
- блока выставки величины $1/2\dot{D}$ КУ-377;
- блока питания КД-3201.

Аппаратура преобразования и размножения сигналов (шкаф КУ-32) в составе:

- блока выработки управляющих напряжений по углу места КУ-393;
- блока выработки управляющих напряжений по азимуту КУ-392;
- блока привязки по дальности КБ-311;
- блока размножения частот КБ-312;
- блока размножения и преобразования частоты $f_{оп}$ (КБ-341);
- блока питания КУ-3201.

Аппаратура преобразования цифровой информации (шкаф КТ-31М) в составе:

- блока преобразования величины $1/2\dot{D}$ КТ-391М;
- двух блоков преобразования величины t_d КТ-392М;
- блока ввода предупреждения по азимуту $\pm \beta_g$ КТ-393;

воздуховода поступает в шкафы и, проходя через блоки, охлаждает аппаратуру. Затем воздух поступает из шкафов в верхний воздуховод, откуда он отсасывается верхним вентилятором и выбрасывается наружу. Вентиляция кабины производится четырьмя вентиляторами, расположенными в крыше кабины.

Кабина К-3М получает от электростанции К-20 следующие напряжения: $3 \times 380 \pm 19$ в частотой $50 \pm 0,75$ гц; $3 \times 220 \pm \pm 4,5$ в частотой $388 \pm_{-8}^{+17}$ гц.

Напряжения 380 в, 50 гц и 220 в, 400 гц подаются с электростанции на входную коробку кабины и через пульт КБ-32М распределяются по шкафам и вспомогательному оборудованию.

Питание всех аппаратных шкафов АУГН осуществляется по сети напряжения 220 в, 400 гц.

По сети напряжения 380 в, 50 гц запитываются:

- пульт ПСП-200-1;
- калорифер (электропечь с вентилятором);
- две группы электродвигателей каabinной вентиляции;
- две группы электродвигателей шкафной вентиляции.

Основные электрические связи кабины К-3М

Кабина К-3М кабелями соединяется с РПЦ, ПУ и ДЭС (К-20) (рис. 223).

От РПЦ к кабине К-3М подводится 13 кабелей длиной 1200—1600 м каждый, по которым из РПЦ в кабину подаются:

— команды и сигналы: «Готовность № 1», «Боевая работа», «Готовить 3 (Н, С)», «Полов.», «Гладк.», «Мощн. вкл.», «АС РПЦ», «Акт. пом.», «Пуск», «Скан. вкл.»;

— данные для наведения ГСН: азимут цели, угол места цели, импульсы r_0 и $r_{ст}$ (для наведения по дальности), напряжения частот $4,51 \text{ Мгц}$ и $(4,51 - f_d) \text{ Мгц}$ (для наведения по скорости), напряжения частот $f_{оп}$ и $(f_{кв.з} - 6f_{оп})$ (для автоматической подстройки первого гетеродина ГСН под частоту передатчика РПЦ);

— цифровая информация (выдается в виде пачек импульсов $\frac{1}{2\dot{D}}$, t_d и β_{r_0} , адресных импульсов t_b , $\frac{1}{2\dot{D}}$, t_d и β_{r_0} и импульсов начала обмена НО-5).

Из кабины К-3М в РПЦ и кабину К-9 выдаются сигналы: «Устан./Подг.», «Готова/Ресурс», «Гот. к пуску/Зона запр.», «Неиспр.», «Отрыв», «Отказ».

От кабины К-3М к каждой пусковой установке подводится 12 кабелей длиной по 150 м, по которым на ПУ подаются

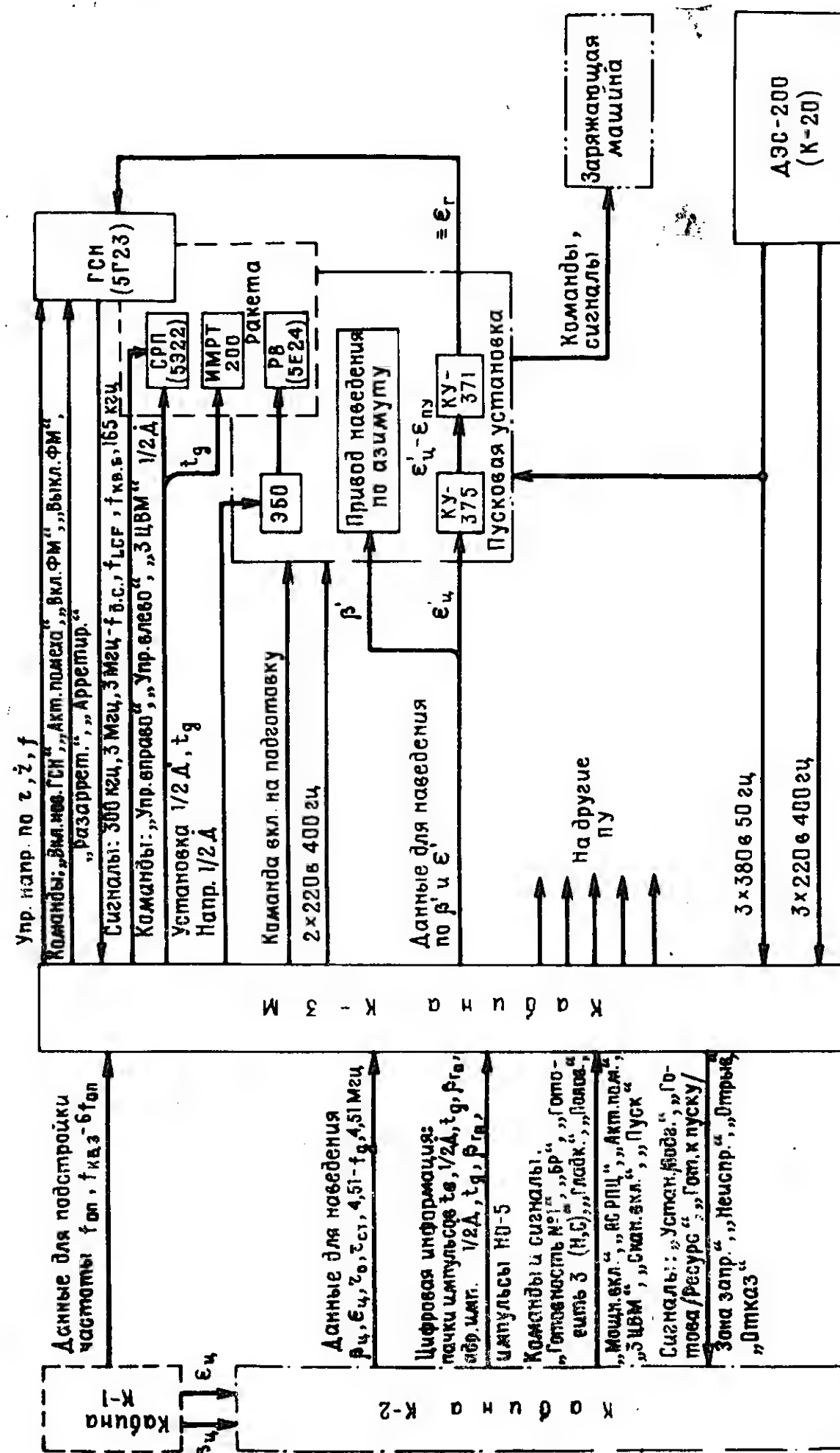


Рис. 223. Основные электрические связи кабины К-3М

данные для наведения ГСН, команды и сигналы, а также осуществляется телефонная и громкоговорящая связь с ПУ.

От кабины К-20 к кабине К-3М подводится пять кабелей длиной по 20 м, по которым выдаются напряжения 3×380 в, 50 гц и 3×220 в, 400 гц, а также осуществляется телефонная и громкоговорящая связь между кабинами.

6 АППАРАТУРА НАВЕДЕНИЯ ГСН ПО УГЛОВЫМ КООРДИНАТАМ И ДАЛЬНОСТИ

Наведение следящих систем ГСН на отраженный от цели сигнал и ввод начальных величин в бортовые устройства ракеты осуществляется перед стартом по данным РПЦ. Все процессы наведения и выставки начальных величин происходят автоматически, без участия операторов.

Принципы наведения ГСН на цель рассматриваются при условии, что РПЦ работает в режиме автоматического сопровождения цели.

Основные соотношения при вводе поправок на параллакс

Для обеспечения защиты приемников ГСН от мешающего действия прямого излучения РПЦ пусковые установки стрельбового канала размещаются на расстоянии порядка 1000 м от РПЦ. Поэтому текущие значения координат цели относительно РПЦ, используемые для целеуказания ГСН, должны непрерывно корректироваться с учетом поправок на параллакс.

Величины поправок на параллакс по координатам дальности, азимута и угла места цели могут быть рассчитаны на примере одного из возможных вариантов расположения РПЦ, ПУ (ГСН) и цели (рис. 224).

Поправка на параллакс по дальности равна

$$\Delta r = CK \cong CP'' = -d \cos(\beta_{ц} - \psi) \cos \epsilon_{ц}.$$

Поправка на параллакс по азимуту может быть найдена из соотношения

$$\frac{\sin \Delta \beta}{d} = \frac{\sin(\beta_{ц} - \psi)}{D \cos \epsilon'_{ц}}.$$

Полагая, что $\sin \Delta \beta = \Delta \beta$, а $\sec \epsilon_{ц} = \sec \epsilon'_{ц}$, получим

$$\Delta \beta = \frac{d \sin(\beta_{ц} - \psi) \sec \epsilon_{ц}}{D}.$$

Для поправки на параллакс по углу места $\Delta \epsilon$ можно допустить, что $CE = CP' = d \cos(\beta_{ц} - \psi)$.

Тогда

$$\frac{\sin \Delta \epsilon}{d \cos(\beta_{ц} - \psi)} = \frac{\sin \epsilon_{ц}}{D}.$$

Полагая, что $\sin \Delta \epsilon = \Delta \epsilon$, окончательно получим

$$\Delta \epsilon = \frac{d \cos(\beta_{ц} - \psi) \sin \epsilon_{ц}}{D}.$$

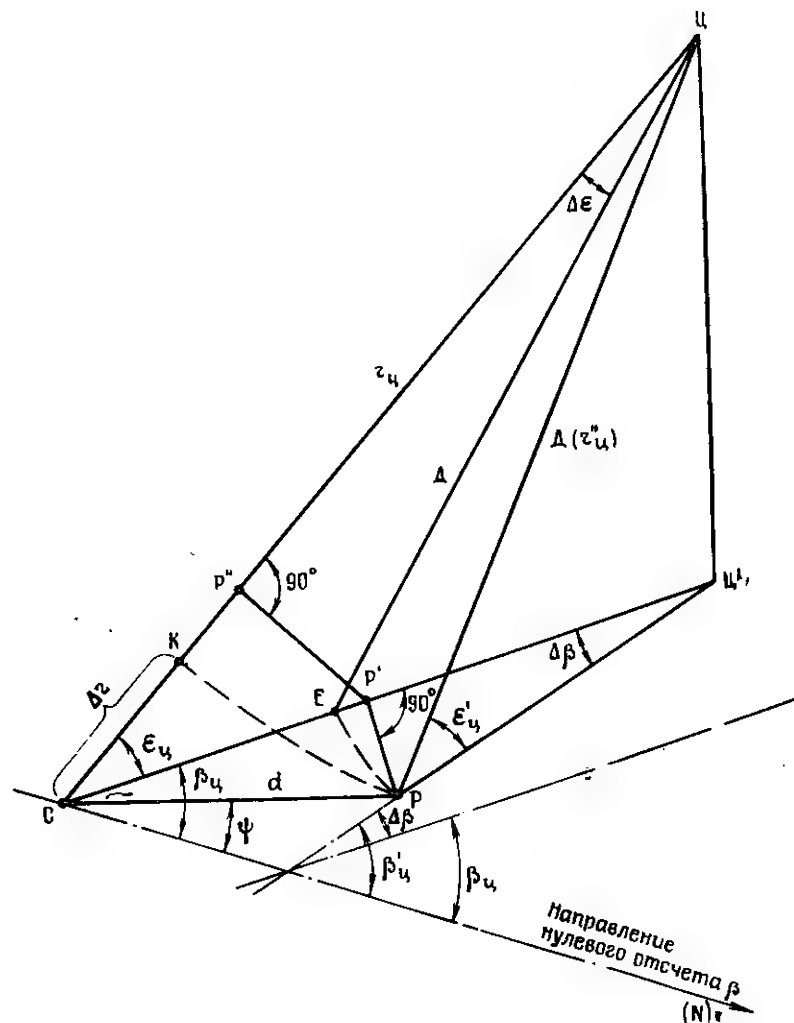


Рис. 224. Расположение РПЦ, ПУ и цели. (вариант):
С — точка стояния РПЦ; Р — точка стояния ПУ (ракеты); Ц — цель

Замеченные опечатки

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть
5	12-я сверху	160	180
171	1-я снизу	$\dot{p}$	$\dot{t}$
213	1-я сверху	$\overline{14}$	$\overline{14}$
213	2-я сверху	$\overline{15}$	$\overline{15}$
248	5-я снизу	$(C_2H_5)_3N$	$(C_2H_5)_3NH$
383	12-я снизу	Величина ψ вводит-	Величина ψ вводит-
526	17-я снизу	ся . . . 30—1000	ся . . . 300—1000
546	12-я снизу	..объективной . . .	..объектовой . . .
Вклейка 2	Крайний левый столбец	генератор импульсов	генератор шумов

Зак. 000. Изд. № 5/5490сс.

Формат бумаги 60 × 90/16 — 34½ печ. л. — 34,5 усл. печ. л. +
+ 20 вкл. — 13¼ печ. л. — 13,25 усл. печ. л.

Зак. 000.

В приведенных выше формулах введены следующие обозначения:

- d — база (расстояние от центра вращения кабины К-1 до центра вращения ПУ);
- $\Delta\alpha$ — поправка на параллакс по дальности;
- $\Delta\epsilon$ — поправка на параллакс по углу места;
- $\Delta\beta$ — поправка на параллакс по азимуту;
- ψ — азимут базы (азимут ПУ относительно кабины К-1);
- D — дальность ГСН — цель;
- $r_{ц}$ — дальность РПЦ — цель;
- $\beta'_{ц}$ и $\epsilon'_{ц}$ — угловые координаты цели относительно ПУ;
- $\beta_{ц}$ и $\epsilon_{ц}$ — угловые координаты цели относительно РПЦ.

Наведение ГСН по азимуту

В процессе наведения антенна ГСН по азимуту все время ориентирована в направлении продольной оси симметрии ракеты, находящейся на направляющих ПУ. Поэтому наведение антенны ГСН на цель по азимуту осуществляется разворотом самой пусковой установки.

Для обеспечения согласования фаз питающих напряжений обмотки возбуждения сельсин-датчиков кабины К-1 и исполнительных двигателей приводов повторения кабины К-3М питаются от одного трансформатора, размещенного в блоке КУ-370 кабины К-3М.

Наведение по азимуту осуществляется с помощью следующих устройств и блоков:

- сельсин-датчиков точного и грубого отсчетов, связанных с валом поворота антенны РПЦ по азимуту (в кабине К-1);
- блока КУ-392 — привода повторения по азимуту;
- блока ввода поправок на параллакс КУ-394;
- электронного блока параллакса КД-375;
- привода наведения по азимуту пусковой установки;
- блока КУ-370 — имитатора углов.

С сельсин-датчиков кабины К-1 текущее значение азимута цели $\beta_{ц}$ в виде напряжений грубого и точного отсчетов $\beta_{г}$ ТО и $\beta_{т}$ ГО поступает на дифференциальные сельсины М1 и М2 (типа ДИД-201) блока КУ-392, связанные между собой редуктором с передаточным числом 1:25 (рис. 225). Дифференциальные сельсины используются при согласовании сельсинных связей кабин К-3М и К-1. С дифференциальных сельсинов напряжения грубого и точного отсчетов подаются на сельсин-приемники М4 и М5 (типа БС-155) привода повторения. Сигналы рассогласования, возникающие в сельсин-приемниках, поступают на схему переключения точного и грубого отсчетов. При больших углах рассогласования на усилитель привода

повторения пропускается сигнал грубого сельсин-приемника, а при малых углах рассогласования — точного сельсин-приемника.

Сигнал рассогласования с усилителя подается на электродвигатель М3 (типа ДГ-5ТА), который через редуктор вращает роторы сельсин-приемников точного и грубого отсчетов до тех пор, пока рассогласование между положением дающих сельсинов кабины К-1 и положением принимающих сельсинов блока КУ-392 не станет равным нулю. При этом выходной вал привода повторения разворачивается на угол $\beta_{г}$ соответствующий текущему значению азимута цели относительно РПЦ. С этим валом связаны роторы двенадцати сельсин-датчиков грубого и точного отсчетов М6 — М17 (типа БД-160), управляющих приводами шести пусковых установок.

Текущие значения $\beta_{ц}$ по двухканальной сельсинной связи с датчиков М6 и М12 (с передаточным числом 1:15) поступают на дифференциальные сельсины М9 и М10 (типа ДИД-204) блока КУ-394 шкафа КД-31М. На роторы дифференциальных сельсинов воздействует выходной вал решающего прибора выработки поправки на параллакс $\Delta\beta$.

Поправка на параллакс вырабатывается путем решения уравнения

$$\Delta\beta \cdot D = d \sin(\beta_{г} - \psi) \sec \epsilon_{ц}.$$

Величины d и ψ являются постоянными для каждой ПУ и вводятся в блок КУ-392 вручную после топопривязки комплекса на местности. Текущие координаты цели $\beta_{г}$ и $\epsilon_{ц}$ выдаются в кабину К-3М от радиолокатора подсвета цели.

Величина d задается путем разворота ротора ЛВТ (М24) через редуктор на угол, пропорциональный этой величине. Шкала редуктора проградуирована в метрах от 0 до 2000 м. Статор ЛВТ (М24) запитывается напряжением 110 в, 400 гц. С ротора ЛВТ (М24) снимается напряжение, амплитуда которого пропорциональна величине d . Это напряжение запитывает статор СКВТ (М18), ротор которого разворачивается на угол $\beta_{г}$ — ψ относительно статора.

Величина ψ вводится вручную разворотом статора СКВТ (М18), шкалы которого проградуированы в градусах от 0 до 360°.

Величина $\beta_{г}$ вводится автоматически, так как ротор СКВТ связан с валом привода повторения в блоке КУ-392.

С синусного выхода СКВТ (М18) блока КУ-392 снимается напряжение, пропорциональное по амплитуде произведению $d \sin(\beta_{г} - \psi)$. Это напряжение запитывает секансный потенциометр Р26 блока КУ-393, движок которого разворачивается на угол $\epsilon_{ц}$ от привода повторения e .

С движка секансного потенциометра Р26 блока КУ-393 напряжение, амплитуда которого пропорциональна произведе-

нию $d \sin(\beta_n - \psi) \sec \epsilon_n$, подается на один из входов измерительного элемента $\Sigma \beta$ блока КУ-394. На другой вход измерительного элемента $\Sigma \beta$ поступает величина $\Delta \beta \cdot D$, вырабатываемая в блоке КД-375. Для выработки величины $\Delta \beta \cdot D$ на вход УПТ блока КД-375 через ключевую схему β поступают не только отрицательные импульсы триггера, длительность которых пропорциональна дальности ГСН — цели (D), но и постоянное напряжение, пропорциональное $\Delta \beta$, с потенциометра Р75 блока КУ-394. (Выработка импульсов, пропорциональных по длительности D , рассмотрена ниже в данном разделе.) В течение действия отрицательного импульса триггера ключ заперт, и постоянное напряжение, пропорциональное $\Delta \beta$, поступает на вход УПТ. В течение действия положительного импульса ключ открыт, и напряжение $\Delta \beta$ на вход УПТ не проходит. Следовательно, на УПТ будут поступать импульсы, амплитуда которых пропорциональна $\Delta \beta$, а длительность пропорциональна D , т. е. эти импульсы характеризуют произведение $\Delta \beta \cdot D$ (рис. 226).

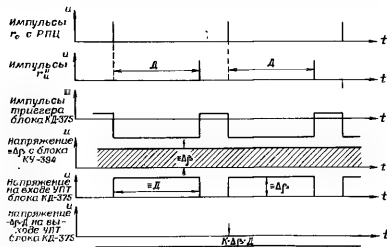


Рис. 226. Эпюры напряжений, поясняющие выработку напряжения $\Delta \beta \cdot D$ ($\Delta \epsilon \cdot D$)

В УПТ происходит усиление и сглаживание импульсов. С выхода УПТ снимается постоянное напряжение, пропорциональное произведению $\Delta \beta \cdot D$. Это напряжение подается на модулятор блока КУ-394.

В модуляторе происходит преобразование постоянного напряжения $\Delta \beta \cdot D$ в напряжение переменного тока частоты 400 гц. Напряжение с выхода модулятора подается на второй вход измерительного элемента $\Sigma \beta$. Оба входных напряжения подаются в противофазе.

В результате сравнения величин $\Delta \beta \cdot D$ и $d \sin(\beta_n - \psi) \sec \epsilon_n$ выделяется напряжение ошибки, которое после усиления подается на электродвигатель М8 (типа ДГ-2ТА). Электродвигатель М8 разворачивается и перемещает движок потенциометра Р75. Это вызовет изменение величины $\Delta \beta \cdot D$, поступающей на один из входов измерительного элемента $\Sigma \beta$. Двигатель М8 будет разворачиваться до тех пор, пока напряжение ошибки, выдаваемое с измерительного элемента $\Sigma \beta$, не станет равным нулю. При этом двигатель оказывается развернутым на угол, равный поправке на параллакс $\Delta \beta$.

На величину этого же угла разворачиваются и роторы дифференциальных сельсинов М9 и М10. Следовательно, с выходов дифференциальных сельсинов М9 и М10 будет сниматься напряжение, соответствующее текущему значению азимута цели относительно точки стояния пусковой установки

$$\beta'_n = \beta_n \pm \Delta \beta.$$

Это напряжение поступает на сельсин-приемники принимающего прибора пусковой установки по азимуту. Пусковая установка отработывает соответствующий угол в разворачивается в направлении на цель. (Блок-схема привода наведения по азимуту пусковой установки показана на рис. 218).

При отработке угла с точностью до $\pm 30'$ блоком индикации ПУ выдается сигнал «Синхронизация», и на блоке контроля угловых положений КУ-373 шкафа КИ-32М загорается лампа СИНХР. в данном канале.

Наведение ГСН по углу места

Наведение ГСН по углу места осуществляется путем поворота антенны ГСН в направлении на цель по данным, поступающим из РПЦ. При наведении учитывается угол старта ракеты (рис. 227).

Наведение антенны ГСН по углу места осуществляется с помощью блоков КУ-393, КУ-394, КУ-375 и КУ-371. Контроль за работой аппаратуры наведения по углу места, так же как и по азимуту, производится с помощью блока КУ-370.

Текущее значение угла места цели относительно РПЦ (ϵ_n) по двухканальной сельсинной связи из кабины К-1 поступает на дифференциальные сельсины и далее на привод повторения ϵ блока КУ-393 (см. рис. 225). Дифференциальные сельсины и привод повторения ϵ работают аналогично приводу повторения β (см. рис. 225).

Поправка на параллакс $\Delta \epsilon$ вырабатывается путем решения уравнения

$$\Delta \epsilon \cdot D = d \cos(\beta_n - \psi) \sin \epsilon_n.$$

$\epsilon_r = \epsilon_u' - \epsilon_{ny}' - \epsilon_u - \Delta\epsilon - \epsilon_{ny}$

Епу — угол старта; Ег — угол места цели относительно капающей части ПУ, выдаваемый на антенну ГСН

В результате сравнения величин $\Delta e \cdot D$ и $d \cos(\varphi_{\text{в}} - \varphi) \sin \varepsilon_{\text{в}}$ на измерительном Σe вырабатывается сигнал ошибки, который после усиления подается на управление электродвигателем М1 (типа ДГ-2ТА). Двигатель разворачивается и через редуктор перемещает движок потенциометра R19. Это вызывает изменение напряжения, пропорционального $\Delta e \cdot D$, поступающего на вход измерительного элемента Σe .

386

25*

Наведение ГСН по дальности

Наведение ГСН по дальности заключается в совмещении положения кода ее второго гетеродина с положением кода отраженного от цели сигнала, принимаемого ГСН. При этом на втором смесителе ГСН осуществляется свертка спектра сигнала, и на выходе приемника ГСН сигнал будет максимальной величины.

Наведение следящей системы по дальности производится путем совмещения тактовых импульсов кода второго гетеродина ГСН с импульсами наведения, вырабатываемыми в кабине К-3М. Для получения импульсов наведения возможно использование кода сопровождения РПЦ, представляющего собой код гетеродина РПЦ, совмещенный с кодом отраженного сигнала от цели. Но в этом случае импульсы наведения не всегда совместят код гетеродина ГСН с кодом принимаемого сигнала, так как пути высокочастотного сигнала от цели до ГСН и до РПЦ в общем случае различны (см. рис. 224). Поэтому в код сопровождения приемника РПЦ необходимо вводить поправку на параллакс по дальности Δr .

Так как для определения поправок на параллакс по углам $\Delta \beta$ и $\Delta \epsilon$ требуется истинная дальность ГСН цели (L), то в кабину К-3М выдаются не все тактовые импульсы кода сопровождения РПЦ, а отдельные импульсы, соответствующие однозначной дальности РПЦ — даль $r_{ст}$, и импульсы нулевой дальности r_0 , следующие с частотой 327 гц. С помощью этих импульсов и формируются импульсы наведения по дальности.

Импульсы $r_{ст}$, выдаваемые РПЦ в кабину К-3М, опережают импульсы r_0 , определяющие значение текущей дальности цели относительно РПЦ, на три периода тактовой частоты. Это объясняется аппаратным решением ввода поправки на параллакс по дальности в кабине К-3М. Импульсы r_0 определяют начало отсчета текущей дальности цели.

Наведение ГСН по дальности осуществляется с помощью блоков КБ-311, КУ-394 и КД-371М (см. рис. 225), а контроль за работой аппаратуры наведения по дальности — с помощью имитатора — блока КД-310. Блок КБ-311 является общим для шестнадцати каналов управления.

Импульсы $r_{ст}$ поступают с РПЦ на дискриминатор блока КБ-311. В блоке КБ-311 имеется перестраиваемый LC-генератор, вырабатывающий синусоидальное напряжение тактовой частоты ~ 165 кГц. Это напряжение преобразуется в импульсы, которые жестко «привязаны» к нулевым фазам синусоидального напряжения. Импульсы поступают на схему деления частоты их следования на 504. С выхода схемы деления импульсы подаются на дискриминатор. В результате сравнения временных положений входных импульсов дискриминатор вырабатывает напряжение ошибки, которое подается на ре-

активную лампу, управляющую частотой LC-генератора. Подстройка LC-генератора осуществляется до тех пор, пока импульсы, поступающие со схемы деления, не совпадут с импульсами $r_{ст}$.

Синусоидальное напряжение LC-генератора оказывается жестко «привязанным» по фазе к временному положению импульсов $r_{ст}$ (рис. 228). Следовательно, частота напряжения LC-генератора устанавливается равной тактовой частоте (165 кГц). Нулевые фазы этого напряжения определяют положение кода отраженного от цели сигнала относительно

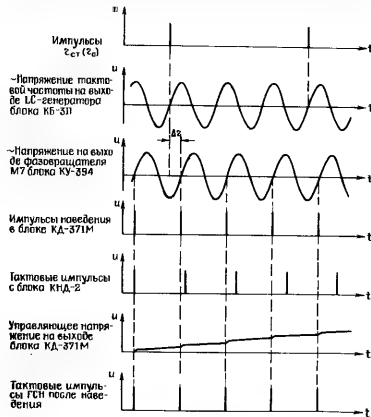


Рис. 228. Эпюры напряжений, поясняющие работу системы наведения по дальности

РПЦ с некоторой ошибкой, возникающей вследствие запаздывания импульса $r_{ст}$ при прохождении по кабелю. Эта ошибка устраняется при юстировке дальности.

Предварительное преобразование импульсного напряжения частоты 327 гц в синусоидальное напряжение тактовой частоты позволяет более просто осуществить ввод в дальность

поправки на параллакс. Синусоидальное напряжение LC-генератора разномасштабно и с выхода блока КБ-311 выдается на шесть блоков КУ-394, в которых осуществляется ввод поправки на параллакс путем сдвига по фазе этого напряжения. Поправка на параллакс по дальности вводится путем решения уравнения

$$\Delta r = d \cos(\beta_n - \psi) \cos \epsilon_n.$$

С косинусной обмотки ротора СКВТ (М18) блока КУ-392 снимается напряжение, пропорциональное произведению $d \cos(\beta_n - \psi)$. Это напряжение запитывает стартовую обмотку СКВТ (М18), блока КУ-393, ротор которого разворачивается на угол ϵ_n приводом повторения ϵ . С косинусной обмотки ротора СКВТ (М18) снимается напряжение, пропорциональное поправке на параллакс по дальности $d \cos(\beta_n - \psi) \cos \epsilon_n$.

Напряжение, пропорциональное поправке на параллакс по дальности, подается на один из входов измерительного элемента Σr блока КУ-394. На второй вход измерительного элемента Σr поступает напряжение с выхода ЛВТ (М5), пропорциональное действующему значению Δr . Оба напряжения подаются в противофазе. Разность этих двух напряжений с измерительного элемента Σr после усиления подается на электродвигатель М4, который через редуктор разворачивает ротор ЛВТ (М5) до тех пор, пока напряжение Δr не станет равным поправке на параллакс по дальности. Вал электродвигателя М4 связан с роторами фазовращателей М6 и М7 (типа БИФ-019). Это обеспечивает их разворот на угол, пропорциональный поправке на параллакс по дальности.

Ротор фазовращателя М6 и движок потенциометра R55 разворачиваются на угол, в два раза больший угла разворота ротора фазовращателя М7. Это объясняется следующими причинами.

Значение дальности $r_{\text{цн}}$, поступающее из РПЦ, в кабине К-3М используется для двух целей: для наведения ГСН по дальности и для выработки поправок на параллакс по углам. Для наведения ГСН по дальности необходимо знать величину пути высокочастотного сигнала РПЦ — цель — ГСН (см. рис. 224), а для выработки поправок на параллакс по углам — величину дальности ГСН — цель (Д). Обе эти величины вырабатываются путем ввода поправки на параллакс во временное положение импульса $r_{\text{цн}}$. Для наведения по дальности поправку на параллакс необходимо вводить в масштабе пути (300 м/мксек), а для выработки однозначной дальности ГСН — цель (Д) в масштабе дальности (150 м/мксек). Фазовращатель М7 вводит поправку в масштабе 300 м/мксек (учитывает поправку Δr один раз), а фазовращатель М6 — в масштабе 150 м/мксек (учитывает поправку Δr два раза).

Синусоидальное напряжение тактовой частоты 165 кГц I с выхода фазовращателя М7 через катодный повторитель поступает на вход блока КД-371М и далее на схему преобразования синусоидального напряжения в импульсное. В блоке КД-371М формируются импульсы наведения, положение которых определяет положение фазокодоманипулированного сигнала цели, принимаемого ГСН.

В блоке КД-371М временное положение импульсов наведения сравнивается с положением тактовых импульсов, поступающих на вход этого блока с делителя частоты блока КНД-2 головки самонаведения. Тактовые импульсы определяют положение фазокодоманипулированного сигнала второго гетеродина ГСН. В результате сравнения этих импульсов в блоке КД-371М вырабатывается управляющее напряжение, пропорциональное их временному рассогласованию. Это напряжение подается на интегратор блока КНД-2 ГСН. Интегратор изменяет напряжение на сетке реактивной лампы и этим самым изменяет фазу и частоту напряжения генератора блока КНД-2 ГСН. Изменение фазы и частоты происходит до тех пор, пока тактовые импульсы, поступающие с ГСН, не будут совмещены с импульсами наведения (см. рис. 228). На этом процесс наведения по дальности заканчивается, о чем сигнализирует загорание лампы НАВЕД. ГСН на блоке КД-371М.

Выработка импульсов однозначной дальности ГСН — цель (Д)

Синусоидальное напряжение тактовой частоты 165 кГц II с выхода фазовращателя М6 поступает в блок КД-375 (см. рис. 225). В блоке КД-375 это напряжение преобразуется в импульсы той же частоты, определяющие в неоднозначной шкале дальности ГСН — цель. Выделение импульсов однозначной дальности ГСН — цель ($r_{\text{цн}}'' = D$) осуществляется в секторе (рис. 229).

Импульсы $r_{\text{цн}}$ поступают в блок КД-375 и после усиления запускают Фантастрон. Длительность импульса, формируемого Фантастроном, определяется величиной управляющего напряжения, снимаемого с потенциометра R55 блока КУ-394. Изменение этого напряжения пропорционально поправке на параллакс Δr . При нулевой поправке на параллакс ($\Delta r = 0$) напряжение на потенциометре R55 устанавливается таким, чтобы длительность импульса Фантастрона была равна примерно 16 мксек. Задним фронтом импульса Фантастрона запускается генератор селективирующих импульсов, который формирует прямоугольные импульсы длительностью 4 мксек. Эти импульсы подаются на селектор. В секторе происходит выделение третьего (относительно положения импульса $r_{\text{цн}}$) импульса тактовой частоты.

Частота следования импульсов на выходе селектора соответствует частоте следования импульсов $r_{сг}$ и равна 327 гц. Из рис. 229 видно, что при $\Delta r = 0$ импульсы r_n оказываются задержанными относительно импульсов $r_{сг}$ на три периода

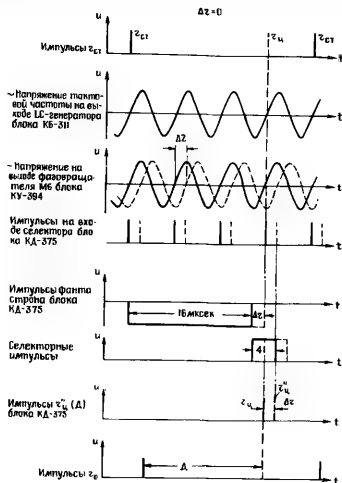


Рис. 229. Эпюры напряжений, поясняющие выработку импульсов однозначной дальности

тактовой частоты, т. е. они точно совпадают с импульсами r_n ($r_n = D$, так как $\Delta r = 0$)

В случае когда $\Delta r \neq 0$, длительность импульса фантастро не равна 16 мксек, а возрастает или уменьшается пропорционально поправке на параллакс. При этом в селекторе из импульсов тактовой частоты выделяются импульсы однозначной дальности ГСН — цель (r_n^*), временное положение ко-

торых отличается от положения импульсов r_n на величину поправки на параллакс Δr

Импульсы r_n с выхода селектора поступают на триггер, запуск которого происходит импульсами r_n . Импульсами r_n^* осуществляют срыв триггера. Таким образом, триггер формирует отрицательные импульсы, длительность которых пропорциональна дальности ГСН — цели (D). С триггера импульсы поступают на вход ключевых схем формирования напряжений $\Delta r \cdot D$ и $\Delta \epsilon \cdot D$ блока КД-375 (см. рис. 226).

7. АППАРАТУРА АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОДСТРОЙКИ ЧАСТОТЫ И НАВЕДЕНИЯ ГСН ПО СКОРОСТИ

Принцип работы системы АПЧ

Аппаратура автоматической подстройки частоты (АПЧ) осуществляет подстройку частоты первого гетеродина ГСН под частоту сигнала, излучаемого РПЦ, с таким расчетом, чтобы обеспечивалось прохождение отраженного от цели сигнала через узкополосный фильтр приемного устройства ГСН при одновременном наведении по скорости.

Так как приемное устройство ГСН работает по отраженному сигналом РПЦ, то принцип построения аппаратуры автоматической подстройки частоты определяется схемой формирования подсветного сигнала радиолокатора, и схемой гетеродинирования приемного устройства ГСН.

В процессе подстройки частоты при всех соотношениях должно выполняться условие

$$f_{\phi} = f_{np} = 0,3 \text{ МГц} = f_{сгг} - f_{стр}$$

где f_{ϕ} — несущая частота фильтра;

$f_{сгг}$ — суммарная частота гетеродинов ГСН;

$f_{стр}$ — частота отраженного сигнала.

Рассмотрим это условие, т. е. рассмотрим порядок частотных преобразований в приемном устройстве ГСН и выведем формулы, определяющие работу систем АПЧ и наведения по скорости.

Принятые обозначения:

$f_{г1}$ — частоты гетеродинов;

$f_{прj}$ — промежуточные частоты;

$f_{дл}$ — доплеровское смещение в частоте сигнала передатчика, отраженного от цели;

$f_{п.с}$ — частота подстройки гетеродина ГСН по скорости сближения (наведения по скорости);

$f_{гв.б}$ — частота задающего генератора блока КН-3 ГСН;

$f_{гв.з}$ — частота задающего генератора РПЦ;

$f_{оп}$ — опорная частота с РПЦ;
 N — коэффициент умножения;
 f_{LCF} — частота LC-генератора блока КНС-2 ГСН.

Частота отраженного от цели сигнала, принимаемого ГСН, равна (рис. 230)

$$f_c = N f_{кв.з} - f_{оп} + f_{\lambda}$$

После первого, второго и третьего преобразований частоты сигнала в приемнике ГСН имеют место следующие соотношения:

$$f_{пр1} = f_{г1} - f_{с1}$$

$$f_{пр2} = f_{г2} - f_{пр1}$$

$$f_{пр3} = f_{г3} - f_{пр2}$$

где $f_{пр3} = 0,3 \text{ МГц}$ — частота настройки узкополосного фильтра ГСН ($2\Delta f = 400 \text{ Гц}$).

Частота первого гетеродина $f_{г1}$ за счет работы системы ФАП состоит из двух частот:

$$f_{г1} = N f_{кв.6} + f_{г1}'$$

где $f_{г1}' = f_{г1} - f_{г2} + f_{\lambda.c} - f_{LCF}$, а $f_{г2} - f_{\lambda.c} = f_{LCV}$.

Подставляя приведенные соотношения в формулу $f_{пр3}$, получим

$$\begin{aligned} f_{пр3} &= f_{г1} - N f_{кв.6} - f_{г2} + f_{г2} - f_{\lambda.c} + f_{LCF} + \\ &\quad + N f_{кв.з} - f_{оп} + f_{\lambda} - f_{г1}' = \\ &= N (f_{кв.з} - f_{кв.6}) - f_{оп} + f_{LCF} + f_{\lambda} - f_{\lambda.c} \end{aligned}$$

Система наведения по скорости обеспечивает выполнение условия

$$f_{\lambda.c} = f_{\lambda}$$

С учетом этого формула автоподстройки частоты первого гетеродина будет иметь вид

$$N (f_{кв.з} - f_{кв.6}) - f_{оп} + f_{LCF} = f_{пр3} = 0,3 \text{ МГц}.$$

Система АПЧ обеспечивает выполнение этого условия, но преобразованного к виду

$$\frac{f_{оп} + 0,3 - f_{LCF}}{N} = f_{кв.з} - f_{кв.6}$$

В автоматической подстройке частоты первого гетеродина ГСН участвуют блоки КБ-312, КБ-341 и КБ-342. Блоки КБ-312 и КБ-341 общие для шести каналов управления.

Контроль за работой аппаратуры автоматической подстройки частоты осуществляется с помощью собственных имитаторов блоков КБ-312, КБ-341 и КБ-342, а также блока КГ-391 — имитатора частоты $f_{кв.з}$.

Подстройка осуществляется по данным, поступающим с РПЦ и ГСН. В кабину К-3М поступают напряжения частот $f_{кв.зГСН} = f_{кв.з} - 6f_{оп}$ и $f_{оп}$ с РПЦ, напряжение от задающего генератора блока КН-3 частоты $f_{кв.6}$ и напряжение частоты f_{LCF} из блока КНС-2 ГСН.

Напряжения частот $f_{кв.зГСН}$ и $f_{оп}$ поступают в блоки КБ-312 и КБ-341 шкафа К-32 соответственно.

Напряжение частоты $f_{кв.зГСН}$ усиливается в блоке КБ-312 и размножается на шесть каналов.

Напряжение частоты $f_{оп}$ в блоке КБ-341 преобразуется в два напряжения с частотами ($f_{оп} + 0,3 \text{ МГц}$) и $6f_{оп}$. Преобразование осуществляется следующим образом.

Напряжение частоты $f_{оп}$ после усиления подается на схему умножения на 6 (2×3), а затем размножается на шесть каналов. Кроме того, напряжение частоты $f_{оп}$ подается на смеситель ЛЗ, на который также поступает напряжение частоты $2,4 \text{ МГц}$, которое получается путем деления частоты кварцевого генератора $2,7 \text{ МГц}$ на $\frac{9}{8}$. На входе смесителя ЛЗ полу-

чается напряжение частоты ($f_{оп} - 2,4 \text{ МГц}$), которое через усилитель подается на смеситель Л5, где оно суммируется с напряжением кварцевого генератора частоты $2,7 \text{ МГц}$. На выходе смесителя выделяется напряжение частоты ($f_{оп} + 0,3 \text{ МГц}$). После усиления оно размножается на шесть каналов.

Напряжения с выходов блоков КБ-312 и КБ-341, а также напряжения частот $f_{кв.6}$ и f_{LCF} с данной ГСН подаются на блок КБ-342 данного канала.

Е блок КБ-342 осуществляется решение формулы автоматической подстройки частоты

$$\frac{f_{оп} + 0,3 - f_{LCF}}{N} = f_{кв.з} - f_{кв.6}$$

Напряжение частоты ($f_{оп} + 0,3 \text{ МГц}$) подается после усиления на смеситель Л8, сюда же подается напряжение частоты f_{LCF} с ГСН.

В анодном контуре смесителя Л8 выделяется напряжение частоты ($f_{оп} + 0,3 - f_{LCF}$). Этим напряжением запускается генератор импульсов, с выхода которого импульсы подаются на триггерный делитель частоты их следования на N .

Импульсы частоты $\frac{f_{оп} + 0,3 - f_{LCF}}{N}$ с выхода схемы деле-

ния подаются на дискриминатор, на второй вход которого подаются импульсы частоты ($f_{кв.з} - f_{кв.б}$), которые формируются следующим образом.

Напряжение частоты $f_{кв.б}$ с ГСН поступает на смеситель Л1 блока КБ-342, сюда же подается напряжение частоты $6f_{ос}$ с блока КБ-341. В анодном контуре смесителя Л1 выделяется напряжение частоты ($f_{кв.б} - 6f_{ос}$), которое через усилитель поступает на смеситель Л4. Вторым входным напряжением смесителя Л4 является напряжение частоты $f_{кв.з}$ ГСН. В анодном контуре смесителя Л4 выделяется напряжение частоты

$$f_{кв.з} - 6f_{ос} - (f_{кв.б} - 6f_{ос}) = f_{кв.з} - f_{кв.б},$$

которое через схему преобразования подается на запуск генератора импульсов. С генератора импульсы подаются на дискриминатор.

В дискриминаторе осуществляется сравнение временных положений входных импульсов. В результате сравнения вырабатывается сигнал ошибки, который подается на интегратор блока КНС-2. Интегратор управляет частотой LC-генератора f_{LCF} до тех пор, пока входные сигналы дискриминатора не будут равны по частоте, т. е. пока не будет выполнено условие

$$\frac{f_{ос} + 0,3 - f_{LCF}}{N} = f_{кв.з} - f_{кв.б}.$$

Это соответствует тому, что частота $f_{пр.} = 0,3 \text{ МГц}$.

По окончании подстройки на блоке КБ-342 загорается лампа НАВЕД. ГСН.

Наведение ГСН по скорости

Аппаратура наведения по скорости предназначена для подстройки частоты первого гетеродина ГСН с целью компенсации доплеровского смещения частоты отраженного от цели сигнала.

Так как на выходе приемного устройства ГСН установлен узкополосный фильтр ($2\Delta f = 400 \text{ Гц}$), то отраженный от цели сигнал, имеющий доплеровское смещение более 400 Гц , не сможет пройти через приемное устройство ГСН. Компенсация производится путем подстройки дополнительного LC-генератора, частота которого используется в качестве опорной при подстройке первого гетеродина.

Данные о скорости цели выдаются с РПЦ в виде величины доплеровского смещения частоты сигнала, отраженного от цели (f_d). Доплеровское смещение частоты выдается с РПЦ не в «чистом» виде, а в виде добавки к опорной частоте

$4,51 \text{ МГц}$; $4,51 \text{ МГц} - f_d$. Выдается и сама опорная частота $4,51 \text{ МГц}$.

Данные о состоянии следящей системы ГСН по скорости выдаются в кабину К-3М из блока КНС-2 ГСН в виде частоты ($3 \text{ МГц} - f_d$) и из блока КНШ-2 в виде опорной частоты 3 МГц .

Наведение по скорости осуществляется с помощью блоков КБ-312 и КС-311. Для контроля за работой системы наведения по скорости используются собственные лимитаторы блока КБ-312 и блок КС-310М — имитатор частот ГСН. Блок КБ-312 — общий для шести каналов управления (см. рис. 230).

Напряжения частот $4,51 \text{ МГц}$ и ($4,51 \text{ МГц} - f_d$) с РПЦ поступают в блок КБ-312. Здесь они усиливаются, размножаются на шесть каналов и выдаются в соответствующие блоки КС-311. В каждый блок КС-311 поступают также напряжения частот 3 МГц и ($3 \text{ МГц} - f_d$) с соответствующей головкой самонаведения.

В блоке КС-311 происходит перекрестное смешивание входных частот в соответствующих смесителях $См1$ и $См2$. Напряжения на выходах смесителей будут иметь суммарные частоты, отличающиеся только доплеровскими добавками: $4,51 \text{ МГц} + 3 \text{ МГц} - f_d$; $7,51 \text{ МГц} - f_d$ и $4,51 \text{ МГц} - f_d + 3 \text{ МГц} = 7,51 \text{ МГц} - f_d$.

На специальных дискриминаторах суммарные частоты сравниваются по величине и фазе. В результате сравнения вырабатывается управляющее напряжение, которое поступает на интегратор блока КНС-2 ГСН. Интегратор через реактивную лампу изменяет частоту LC-генератора до тех пор, пока величина частоты $f_{л.с}$ не станет равной частоте f_d . Точно на эту же величину изменяется частота первого гетеродина.

На этом наведение по скорости заканчивается. На блоке КС-311 загорается лампа НАВЕД. ГСН.

8. АППАРАТУРА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЦИФРОВОЙ ИНФОРМАЦИИ

Величины $\frac{1}{2A}$, t_d и β_0 рассчитываются в ЦВМ РПЦ по данным текущих координат цели и по данным ракеты, заложенным в логику ЦВМ, и передаются в кабину К-3М в виде пачек импульсов. Число импульсов в пачках характеризует эти величины.

Из ЦВМ в кабину К-3М передаются следующие импульсные напряжения (рис. 231):

— пачки импульсов расчетных величин $\frac{1}{2A}$, t_d и β_0 (передаются по одному кабелю);

- адресные импульсы пачек $t_{\text{в}}, \frac{1}{2\Delta}, t_{\text{д}}$ и $\beta_{\text{г}0}$;
- импульсы начала отсчета НО-5.

Все эти импульсные напряжения поступают в блок КТ-390М шкафа КТ-31М. В блоке КТ-390М с помощью импульсов НО-5 на сдвигающем регистре осуществляется разделение адресных импульсов по своим направлениям (по отдельным кабелям), а пачки импульсов расчетных величин усиливаются и выдаются на все системы преобразования.

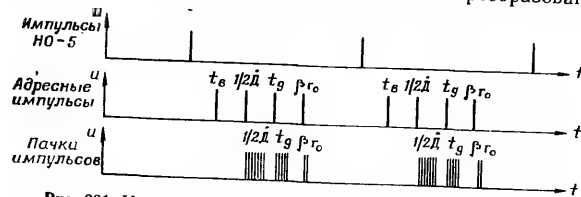


Рис. 231. Импульсные напряжения, выдаваемые из ЦВМ РПЦ

Аппаратура установки величины $\frac{1}{2\Delta}$

Аппаратура установки (рис. 232) служит для ввода величины $\frac{1}{2\Delta}$ в счетно-решающий прибор 5Э22 непосредственно перед стартом. В состав аппаратуры входят блок КТ-391М (общий для шести каналов) и блоки КУ-377 (по одному на каждый канал управления).

Пачки импульсов расчетных величин и адресные импульсы $\frac{1}{2\Delta}$ и $t_{\text{д}}$ поступают в блок КТ-391М, в котором с помощью адресных импульсов осуществляется выделение пачки импульсов $\frac{1}{2\Delta}$. Это происходит следующим образом (рис. 233).

Пачки импульсов расчетных величин поступают на селектор. На селектор также выдаются импульсы с генератора строба, представляющего собой триггер. Состояние триггера определяется адресными импульсами $\frac{1}{2\Delta}$ и $t_{\text{д}}$. Адресный импульс $\frac{1}{2\Delta}$ устанавливает генератор строба в такое состояние, при котором с него на селектор поступает напряжение -10 в. Селектор при этом отпирается, пропуская пачку импульсов $\frac{1}{2\Delta}$. С приходом адресного импульса $t_{\text{д}}$ генератор строба опрокидывается и с него на селектор поступает на-

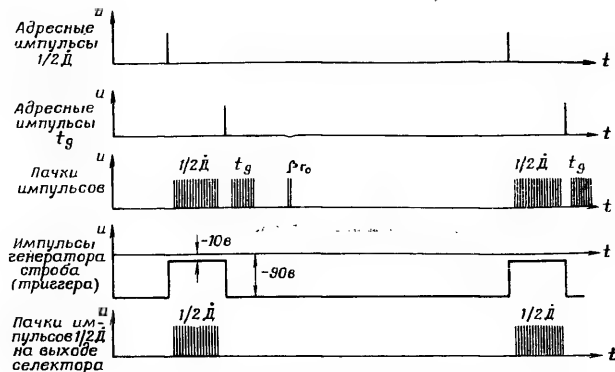


Рис. 233. Эпюры, поясняющие принцип выделения пачки $\frac{1}{2\Delta}$

пряжение -90 в. Селектор запирается и не пропускает остальные пачки расчетных величин.

Импульсы пачки $\frac{1}{2\Delta}$, прошедшие через селектор, поступают на восьмиразрядный триггерный счетчик импульсов, который считает количество импульсов в пачке и записывает это число в двоичном коде. Напряжение, снимаемое с триггеров, у которых записана единица, запускает ключевые каскады, с которых постоянное напряжение через делители подается на суммирующий вход УПТ. Перед приходом следующей пачки все разряды счетчика устанавливаются в исходное (нулевое) состояние адресным импульсом $\frac{1}{2\Delta}$.

Делители составлены таким образом, что с каждого высшего разряда снимается напряжение, в два раза большее, чем с предыдущего. Напряжения со всех делителей суммируются, усиливаются УПТ и выдаются по шести каналам на выход блока. Выходное напряжение пропорционально величине $\frac{1}{2\Delta}$.

Напряжение постоянного тока положительной полярности из блока КТ-391М поступает на дискриминатор блока КУ-377. Сюда же поступает сигнал обратной связи постоянного тока отрицательной полярности из счетно-решающего прибора 5Э22. Алгебраическая сумма этих двух сигналов поступает с дискриминатора на вход модулятора. В модуляторе происходит преобразование напряжения постоянного тока в напряжение переменного тока частоты 400 гц.

При нулевом сигнале на входе модулятора напряжение на его выходе также равно нулю. При появлении на входе модулятора сигнала определенной полярности на выходе получается напряжение частоты 400 гц, амплитуда которого пропорциональна величине сигнала на входе. При изменении полярности сигнала на входе модулятора фаза напряжения на выходе изменяется на 180°.

С выхода модулятора напряжение выдается на усилитель переменного тока, где происходит усиление сигнала по напряжению и мощности. Выходное напряжение подается на двигатель счетно-решающего прибора 5Э22. Двигатель начинает вращаться и поворачивать движок потенциометра обратной связи до тех пор, пока напряжение, снимаемое с него не станет равным напряжению $\frac{1}{2\mathcal{D}}$, вырабатываемому в блоке КТ-391М. С валом потенциометра обратной связи соединены соответствующие потенциометры счетно-решающего прибора 5Э22, и, следовательно, величина $\frac{1}{2\mathcal{D}}$ вводится в прибор.

Окончанию процесса установки величины $\frac{1}{2\mathcal{D}}$ соответствует загорание лампы КОНТР. НАВЕД. на блоке КУ-377.

Ввод величины $\frac{1}{2\mathcal{D}}$ в радиовзрыватель осуществляется аналогично с помощью блока ЭБО, размещенного на пусковой установке (см. рис. 232).

Ввод упреждения по азимуту

При больших курсовых параметрах движения цели (см. раздел 2 главы III) в счетно-решающий прибор 5Э22 вводится упреждение «влево» или «вправо» ($\beta_{\text{г}} = \pm 15^\circ$). Эта величина выдается в кабину К-3М в виде одного импульса, если упреждение вводится «влево», или в виде двух импульсов, если упреждение вводится «вправо». Если упреждение по азимуту не вводится, то импульсы $\beta_{\text{г}}$ в кабину К-3М не выдаются.

Пачки импульсов расчетных величин и адресные импульсы $t_{\text{д}}$ и $\beta_{\text{г}}$ поступают из блока КТ-390М на вход блока КТ-393, в котором с помощью адресных импульсов осуществляется выделение импульсов $\beta_{\text{г}}$. С выхода селектора импульсы $\beta_{\text{г}}$ подаются на двухразрядный триггерный счетчик.

Если в пачке $\beta_{\text{г}}$ один импульс, то срабатывает первый триггер. В анодной цепи его выходного каскада стоит реле Р1. Реле Р1 срабатывает, и через его контакты сигналы «Пит. борта вкл. I (II, III, IV, V, VI)» (+27 в) поступают в схему стартовой автоматики командой «Упреждение в вле-

во» (+27 в) для всех ракет, поставленных на подготовку; одновременно загораются лампы + УПРЕЖДЕНИЕ этих же каналов на блоке КТ-393.

Если в пачке $\beta_{\text{г}}$ два импульса, то срабатывает второй триггер. В анодной цепи его выходного каскада стоит реле Р2. Реле срабатывает, и через его контакты сигналы «Пит. борта вкл. I (II, III, IV, V, VI)» (+27 в) поступают в схему стартовой автоматики командой «Упреждение в вправо» (+27 в); одновременно загораются лампы — УПРЕЖДЕНИЕ на блоке КТ-393 для ракет, поставленных на подготовку (см. рис. 232).

Если пачка импульсов $\beta_{\text{г}}$ отсутствует, то ни одна из команд не выдается.

Команда «Упреждение влево» или «Упреждение вправо» поступает в СРП в момент пуска через систему стартовой автоматики и используется только при наличии команды «З ЦВМ» («Дальняя зона»), т. е. при стрельбе в дальнюю зону.

Аппаратура установки регуляторов тяги маршевых двигателей

Аппаратура установки регуляторов тяги (см. рис. 232) предназначена для установки начального уровня тяги маршевых двигателей в соответствии с расчетным временем работы двигателя $t_{\text{д}}$.

В состав аппаратуры входят два блока КТ-392М (по одному на три канала управления), шесть блоков БРТ-200Б шкафа ПСП-200-2 (по одному на канал управления) и блоки БНК-200Б и БФК-200Б (общие для шести каналов).

На вход блока КТ-392М из блока КТ-390М поступают адресные импульсы $t_{\text{д}}$ и $\beta_{\text{г}}$, и пачки импульсов расчетных величин. Блок КТ-392М по принципу работы аналогичен блоку КТ-391М. В нем осуществляются выделение пачки импульсов $t_{\text{д}}$ и подсчет количества импульсов на восьмиразрядном триггерном счетчике. Количество сработавших триггеров соответствует числу импульсов в пачке (величине $t_{\text{д}}$). Триггеры, положение которых соответствует единице, открывают свои каскады съема. При этом срабатывают реле, являющиеся нагрузкой каскадов съема, и через свои замкнувшиеся контакты выдают напряжение +27 в, соответствующее единице данного разряда. Осуществляется преобразование последовательного кода в параллельный двоичный код. Параллельный двоичный код выдается на три блока БРТ-200Б.

Параллельный двоичный восьмиразрядный код является входной величиной блока БРТ-200Б. Сравнение этой входной величины с напряжением потенциометра обратной связи, расположенного в ИМРТ-200МГ, осуществляется с помощью

моста, образованного блоком преобразования кода (БПК) и потенциометром обратной связи.

Блок преобразования хода преобразует входную величину, поступающую в виде параллельного двоичного кода, в напряжение. Он представляет собой цифровое управляемое сопротивление, состоящее из двух плеч I и II. Каждое плечо состоит из восьми групп сопротивлений, подобранных по номиналу в двоичном коде. Плечо II зашунтировано нормально замкнутыми, а плечо I — нормально разомкнутыми контактами реле Р1—Р8, подключенных к выходным шинам каскадов сче́та блока КТ-392М. При увеличении числа срабатывающих реле (числа t_d) величина сопротивления плеча II будет расти, а плеча I падать. Каждой комбинации включенных реле (каждому числу t_d) будет соответствовать определенный потенциал средней точки.

В диагональ моста включен блок управления (БУ). В этом блоке осуществляется сравнение напряжений прямой и обратной связей постоянного тока и преобразование напряжения постоянного тока в напряжение переменного тока частоты 400 гц.

Управляющий сигнал частоты 400 гц после усиления в БУ подается на обмотку управления электродвигателя установки ИМРТ-200МГ. Электродвигатель приводит во вращение выходной вал ИМРТ-200МГ, устанавливая кулачок регулятора тяги в положение, соответствующее времени работы двигателя t_d . Вращение вала происходит до тех пор, пока напряжение обратной связи не станет равным напряжению, снимаемому со средней точки делителя БПК. Контроль за окончанием установки осуществляется с помощью блока БНК-200Б.

9. АППАРАТУРА ИНДИКАЦИИ И КОНТРОЛЯ КАБИНЫ К-ЗМ

Назначение и блок-схема аппаратуры

Аппаратура пульта оператора АУГН (шкаф КИ-32М) предназначена:

- для контроля за прохождением процесса наведения ГСН на цель и установки данных на борт ракеты;
- для наблюдения за прохождением сигнала от цели через приемные устройства ГСН;
- для перевода ГСН из режима наведения в режим «АС» и обратно (при срывах АС);
- для наблюдения за текущим значением отношения сигнал/шум на выходе приемных устройств ГСН и выдачи сигнала разрешения пуска;

— для контроля за положением пусковых установок по азимуту;

— для информации оператора АУГН о скорости и дальности цели;

— для управления функциональным контролем (ФК).

Аппаратуру пульта оператора АУГН можно разделить на две группы: индикаторную и коммутационную (рис. 234).

В индикаторную группу входят блоки КИ-336 и КИ-337, с помощью которых осуществляется индикация сигналов ГСН, определение отношения сигнал/шум, преобразование и индикация значений дальности и скорости цели. Индикация сигналов ГСН осуществляется одновременно по шести каналам. В блоке КИ-336 расположены шесть электроннолучевых трубок и приборы, измеряющие дальность и скорость цели, а также прибор АРУ РПЦ. В блоке КИ-337 вырабатываются напряжения дальности и скорости цели, которые выдаются на приборы блока КИ-336, а также формируются импульсы синхронизации разверток индикаторов.

В коммутационную группу входят блоки КУ-373, КУ-374М и КФ-335М. Блок КУ-373 служит для индикации положения антенны РПЦ по азимуту и углу места, индикации положения шести пусковых установок по азимуту, а также для контроля за точностью отработки целеуказания по азимуту и углу места. Блок КУ-374М (пульт оператора АУГН) обеспечивает контроль за процессом подготовки ракет к старту и наведения ГСН на цель, индикацию режимов работы РПЦ и систем наведения кабины, коммутацию цепей управления кабины в зависимости от режимов работы РПЦ и ГСН, переключение режимов работы ГСН и каналов управления ГСН кабины. Блок КФ-335М служит для переключения режимов работы кабины К-ЗМ при автономном функциональном контроле, контроле функционирования от РПЦ перед боевой работой и регламентном контроле.

Для определения наличия сигнала и отношения сигнал/шум на выходе приемных устройств ГСН используется индикатор типа «А» блока КИ-336. На вертикально отклоняющие пластины индикатора с выхода приемного устройства ГСН через резонансный и парафазный усилители поступает клапанированный сигнал (сборка) на несущей частоте 300 кГц. Потенциометр УСИЛ. служит для регулировки усиления при калибровке сигнала. Сборка представляет собой периодическую последовательность выходных сигналов (радиоимпульсов) разностного канала курса K , суммарного канала C и разностного канала тангажа T , следующих с частотой 400 гц.

Импульсы синхронизации разверток индикаторов поступают с ГСН и следуют также с частотой 400 гц. Эти импульсы после усиления запускают блокинг-генератор блока КИ-337, выходными импульсами которого запускается триггер, фор-

мирующий прямоугольный меандр с частотой следования 200 гц.

Прямоугольные импульсы триггера поступают на генератор пилообразного напряжения блока КИ-336. Во время отрицательного полупериода происходит заряд емкости генератора пилы, формируется прямой ход развертки индикатора и одновременно осуществляется подсвет прямой хода. Во время положительного полупериода емкость генератора пилы быстро разряжается, формируется обратный ход развертки индикатора и одновременно осуществляется гашение обратного хода.

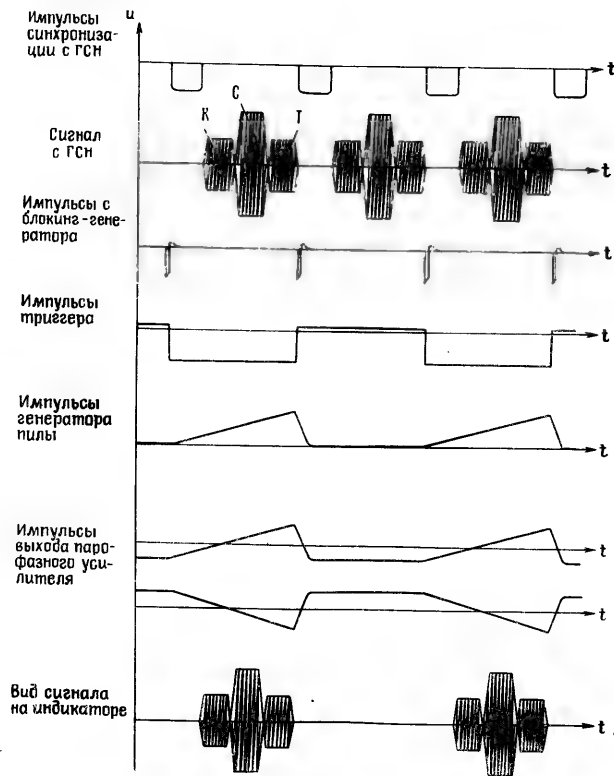


Рис. 235. Эпюры напряжений, поясняющие принцип индикации сигналов

Пилообразное напряжение с генератора пилы поступает на парафазный усилитель горизонтальной развертки. С выхода парафазного усилителя напряжения пилы, равные по величине и разные по знаку, поступают на горизонтальные пластины трубки 6Л01И, за счет чего создается горизонтальная развертка.

Таким образом, радиопульсы сборки на экране индикатора будут наблюдаться в последовательности К, С, Т и следовать с частотой 200 гц. Длительность каждого из радиопульсов К, С, Т составляет примерно $\frac{1}{4}$ периода частоты 400 гц.

Эпюры напряжений, поясняющие принцип индикации сигналов, и вид сборки на экране индикатора показаны на рис. 235.

Принцип определения отношения сигнал/шум на выходе приемного устройства ГСН

При отсутствии сигнала на входе приемного устройства ГСН на выходе каналов К, С и Т будут только шумы. Так как каналы идентичны, то величины шумов будут примерно одинаковыми, т. е. три сигнала сборки К, С и Т на индикаторе выравниваются по амплитуде (рис. 236, а).

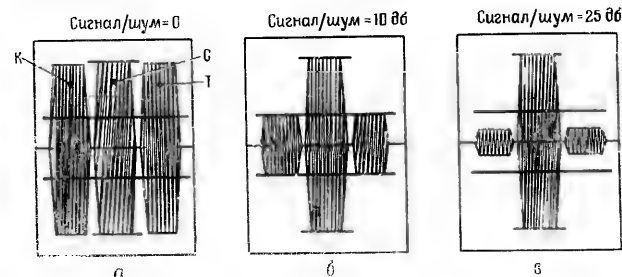


Рис. 236. Изображения сигналов на экране индикатора при различных отношениях сигнал/шум

Если цель находится на равносигнальном направлении, то сигнал цели на выходе разностных каналов курса и тангажа приемника ГСН равен нулю, а на выходе суммарного канала сигнал будет максимальным.

Выходное напряжение канала С представляет собой сумму сигнала цели и шумов приемного устройства

$$u_{\text{вых}} = \sqrt{u_c^2 + u_{\text{ш}}^2}$$

Выходное напряжение каналов K и T определяется только шумами

$$u_{\text{вых}K, T} = u_{\text{ш}}.$$

Следовательно, отношение напряжения суммарного канала к напряжению разностных каналов будет характеризовать величину отношения сигнал/шум.

Схема АРУ приемного устройства ГСН поддерживает постоянным выходное напряжение суммарного канала C , не нарушая отношения сигнал/шум:

$$u_{\text{вых}C} = \sqrt{u_c^2 + u_{\text{ш}}^2} = \text{const.}$$

При увеличении сигнала на входе приемного устройства ГСН (при росте отношения сигнал/шум) усиление ГУПЧ за счет схемы АРУ уменьшается таким образом, что размах сигнала C на индикаторе остается неизменным. Так как через этот же ГУПЧ проходят напряжения разностных каналов, то размах сигналов K и T на индикаторе соответственно уменьшается (рис. 236, б).

Следовательно, соотношение размахов сигналов суммарного канала C и разностных каналов K и T будет однозначно определять отношение сигнал/шум. Это обстоятельство используется оператором для определения момента достижения отношением сигнал/шум величины 10 дБ (3:1), что необходимо для выдачи разрешения на пуск ракеты.

Для удобства определения момента достижения отношением сигнал/шум величины 10 дБ на защитном стекле обрамления индикатора имеются риски. Короткие риски нанесены по центру экрана на расстоянии 36 мм друг от друга. С помощью регулировок усиления по вертикали оператор добивается того, чтобы верхний и нижний край сигнала C совпадали с короткими (верхней и нижней) рисками. Длинные риски нанесены для сигналов K и T на расстоянии 11 мм друг от друга (по 5,5 мм от центральной горизонтальной линии).

В случае когда напряжение шумов (сигналов K и T) будет в пределах длинных рисков (11 мм), сигнал превысит шум в 3,1 раза, т. е. отношение сигнал/шум будет равно 10 дБ. При очень большом значении отношения сигнал/шум (30 дБ и более) шумы в каналах K и T значительно уменьшаются и на экране индикатора становятся соизмеримыми с толщиной линии развертки (рис. 236, в).

На рис. 236 даны изображения сигналов на индикаторе при различных величинах отношения сигнал/шум.

10. ПОРЯДОК Боевой работы в кабине К-3М при наведении ГСН и подготовке ракет

По объявлении готовности №1 на кабину К-3М и ПУ подается напряжение от кабины К-20 без дополнительной команды, о чем сигнализирует загорание ламп ПИТ. ВКЛ. и ДИЗЕЛЬ ПУ ПОДКЛ. на блоке БПП-200 пульта ПСП-200-1М. Как только получен сигнал «Питание вкл.», оператор подготовки старта проверяет наличие сигнала «Готов. дист. вкл.» на пульте БПП-200 и включает питание аппаратуры кабины К-3М переводом переключателя «380 в, 50 гц» на блоке БП-200-1 пульта ПСП-200-1М в положение «Вкл.». Через 40—60 сек должны загореться сигнальные лампы на всех блоках питания.

Оператор управления головками самонаведения включает блок громкоговорящей связи КБ-301 переводом переключателя на блоке КБ-301 в положение «Вкл.».

Оператор СУС проверяет наличие сигнала «ПУ готова» по загоранию соответствующих ламп на панелях блоков БУП-200М.

На пульте операторов БПП-200 и КУ-374М должны загореться ровным светом сигнальные лампы УСТАН./ПОДГОТОВКА для пусковых установок, на которых установлены и подстыкованы ракеты.

Оператор СУС проверяет исправность цепей пиропатронов ракет, установленных на ПУ, нажатием кнопки КОНТР. ПП на блоках БУП-200М соответствующих каналов. При исправных цепях лампа ПП ИСПР./ПП НЕИСПР. на этих блоках горит ровным светом, при неисправных цепях мигает. После проверки пиропатронов оператор последовательно включает пусковые установки переводом переключателей 27 в НА ПУ, ВЫКЛ., РЕМОНТ на блоках БУП-200М в положение «27 в на ПУ». Каждый последующий переключатель разрешается включать только после того, как перестанут мигать лампы НЕ ВКЛЮЧАТЬ на блоке БУП-200М. После включения каждого переключателя на блоках БУП-200М должны загореться лампы ГСН ЗААР.

Через 10 сек после включения каждой ПУ на пульте БПП-200 должны загореться соответствующие лампы ГОТОВНОСТЬ 2.

Если по объявлении боевой тревоги в кабину поступила одна из команд «Готовить 3», «Готовить Н» или «Готовить С» и команда «БР», о чем свидетельствует загорание соответствующих ламп на блоках БПП-200, КУ-374М и КФ-335М, то операторы включаются в боевую работу. Если же эти команды не поступили, операторы обязаны произвести проверку на функционирование аппаратуры каналов.

С получением команды «Готовить 3» оператор СУС включает на подготовку к старту три ракеты нажатием кнопок ПОДГОТОВКА на блоке БПП-200. При этом сигнальные лампы УСТАН./ПОДГОТОВКА на блоках КУ-374М и БПП-200 начинают мигать, свидетельствуя о том, что данная ракета поставлена на подготовку.

Одновременно с включением ракеты на подготовку из пульта ПСП-200-1М выдается сигнал «Питание борта вкл.» (+27 в), который через нормально замкнутый контакт реле Р11 блока КУ-374 поступает в аппаратуру ГСН командой «Вкл. навед. ГСН». Следящие системы ГСН размыкаются и по цепям управления подключаются к аппаратуре наведения (см. рис. 234).

Через 17 сек после начала подготовки блок стартовой автоматики включает в работу привод вращения ПУ по азимуту и привод подъема качающейся части на постоянный угол старта (48°).

По азимуту ПУ отслеживает положение антенны РПЦ с учетом поправки на параллакс. Контроль за отработкой пусковой установкой азимута осуществляется оператором АУГН по шкале индикаторного сельсина (грубо) и по загоранию лампы СИНХР. в блоке КУ-373 (точно). Время отработки азимута не превышает 30 сек (переброс на 180°). Таким образом, сигнал «Синхр. в» выдается не позднее чем через 50 сек после начала подготовки.

Наведение антенны ГСН по углу места начинается после разарретирования антенны по команде «Вкл. навед. в», поступающей через нормально замкнутый контакт реле Р11 блока КУ-374М в блок КУ-371 ПУ.

Примерно на 30-й секунде, когда аппаратура ГСН выйдет на режим, начинается автоматическая подстройка частоты первого гетеродина ГСН под частоту передатчика РПЦ, наведение ГСН по скорости и предварительное наведение по дальности (к импульсам t_0), а также выставка величины $\frac{1}{2d}$ в СРП и радиовзрыватель. При этом на индикаторах блока КИ-336 в суммарном и разностных каналах появляются шумы в виде светящихся прямоугольников примерно одинакового уровня с размытыми краями в верхней и нижней частях (см. рис. 236, а).

Оператор АУГН, пользуясь соответствующей ручкой УСИЛЕНИЕ на блоке КИ-336, устанавливает изображение шумов в пределах экрана индикатора.

Процесс автоматической подстройки и предварительного наведения заканчивается примерно к 50—60-й секунде, что может быть проконтролировано оператором АУГН по сигнальным лампам блоков КБ-342, КС-311, КД-371 и КУ-377 соответствующих шкафов наведения КД-31М.

На 58-й секунде гиromоторы стабилизатора антенны ГСН раскручиваются до необходимого числа оборотов, и с них снимается форсажное напряжение. Одновременно на гиromоторы подается нормальное рабочее напряжение. Это переключение осуществляется блоком стартовой автоматики, который одновременно выдает сигнал «Готова» (+27 в), поступающий на лампы ГОТОВА/РЕСУРС блоков КУ-374М и БПП-200. Лампы загораются ровным светом. При появлении сигнала «Готова» сигнал «Идет подготовка» автоматически снимается, лампа УСТАН./ПОДГОТОВКА гаснет.

Таким образом, к исходу 60-й секунды процесс подготовки ракеты и предварительное наведение ГСН на цель заканчиваются.

Как только РПЦ захватит цель на автосопровождение и начнет вырабатывать данные по этой цели, в кабину К-3М из РПЦ выдается сигнал «АС РПЦ» (+26 в). От этого сигнала срабатывают реле Р3 и Р8 в блоке КУ-374М, загорается таб.ло АС РПЦ и подготавливается цепь включения ГСН в режим «АС». Через нормально разомкнутые контакты реле Р8 подводится напряжение +26 в к кнопке ВКЛ. АС.

По сигналу «АС РПЦ» начинается окончательное наведение ГСН по дальности (к импульсам $t_{ст}$) и скорости, а также производится включение системы начальной установки регуляторов тяги.

Не более чем через 10 сек после получения сигнала «АС РПЦ» заканчиваются процесс окончательного наведения ГСН по дальности и скорости и установка регуляторов тяги и величины $\frac{1}{2d}$. На блоке КУ-374М загорается лампа ГСН НАВЕДЕНА, сигнализирующая о том, что все системы ГСН отработали целеуказание с необходимой точностью. Цепь питания этой лампы замыкается последовательно через схемы контроля блоков КТ-390М, БНК-200, КУ-377, КС-311, КБ-342, КД-371М, КУ-373 и нормально замкнутый контакт реле Р11 (рис. 237).

Оператор АУГН проверяет наличие сигнала на индикаторах блока КИ-336. При этом показания прибора АРУ РПЦ блока КИ-336 должны быть 15—20 дБ. Наличие сигнала определяется по уменьшению шумовых уровней на участках разностных каналов, при этом изображение сигнала суммарного канала становится более четким.

При наличии сигнала цели оператор АУГН нажатием кнопки ВКЛ. АС на блоке КУ-374М переводит ГСН в режим «АС». При этом в блоке КУ-374М срабатывает реле Р11, самоблокируясь через свой нормально замкнутый контакт и кнопку ВЫКЛ. АС ГСН. Команда «Вкл. навед. ГСН»

снимается, следящие системы ГСН замыкаются, и головка переходит в режим автосопровождения цели. Сигнальная лампа ГСН НАВЕДЕНА гаснет. Загорается лампа АС ГСН.

Наличие автосопровождения определяется по превышению уровня сигнала суммарного канала над уровнем сигнала разностных каналов (см. рис. 236, б, в).

В случае срыва АС, что характеризуется устойчивой картиной шумов в суммарном и разностных каналах в виде прямоугольников одинакового уровня (см. рис. 236, а), оператор АУГН переводит ГСН в режим наведения нажатием кнопки ВЫКЛ. АС на блоке КУ-374М, а затем при наличии сигнала на индикаторе вновь переводит ГСН в режим «АС».

После перевода ГСН в режим «АС» оператор нормирует усиление сигнала, для чего с помощью ручки УСИЛЕНИЕ соответствующего канала блока КИ-336 подводит уровень сигнала суммарного канала под короткие риски на экране индикатора.

При устойчивом автосопровождении и по достижении величины отношения $u_c/u_{ш} = 3$ оператор АУГН включает на блоке КУ-374М тумблер 1РП (разрешение пуска) данного канала. На блоке КУ-374М загорается лампа РАЗРЕШЕНИЕ ПУСКА I (см. рис. 234). Одновременно сигнал «Разрешение пуска» выдается в систему стартовой автоматики (в пульт ПСП-200-1М), и на пульте оператора СУС загорается лампа ГОТ. К ПУСКУ.

Если цель, взятая на автосопровождение, применяет активную шумовую помеху, то РПЦ переходит в режим работы по активной помехе. При этом сопровождение цели осуществляется только по угловым координатам. Манипуляция подсветного сигнала снимается, отслеживание по скорости не производится. В кабину К-3М выдается команда «Активная помеха» (+26 в). По этой команде автоматически отключаются блоки КД-371М и КС-311, наведение по дальности и скорости прекращается. Одновременно команда «Выкл. селекц. по дальн.» (+26 в) поступает на ГСН, где выключается манипуляция сигнала второго гетеродина. Команда «Активная помеха» устанавливает генератор скорости блока КНС-2 ГСН в положение максимальной частоты Доплера, фиксируя его. Наведение ГСН осуществляется по угловым координатам.

При поступлении команды «Активная помеха» в блок КУ-374М срабатывают реле Р4, Р5, Р6, Р7, Р9 и загорается табло АКТИВНАЯ ПОМЕХА, сигнализирующее о смене режима работы. При этом ГСН автоматически переводится в режим наведения; после наведения оператор АУГН переводит ГСН в режим «АС».

Сигнал «Разрешение пуска» (+26 в) поступает в пульт оператора подготовки старта, подготавливая цепь прохождения команды «Пуск» из РПЦ, кроме того, с помощью этого сигнала формируется сигнал «Ракета готова к пуску», который поступает в РПЦ, где индицируется на пульте оператора пуска.

При поступлении из кабины К-2 команды «Пуск» на пульт оператора подготовки старта загорается лампа ПУСК ровным светом, которая горит до тех пор, пока ракета не сойдет с ПУ. После схода ракеты с ПУ вся сигнализация на пульте КУ-374М для данной ракеты гаснет.

АППАРАТУРА КАБИНЫ ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО АППАРАТУРЕ ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ

Аппаратура кабины целераспределения К-9 совместно с аппаратурой АСУРК-1МА (ПБУ-200) составляют оборудование автоматизированного командного пункта ЗРК С-200.

Аппаратура кабины обеспечивает:

- прием информации по пяти целям от АСУРК-1МА (ПБУ-200) по данным РЛС П-80;
- отображение готовности огневых каналов комплекса к боевой работе и их боевых действий;
- передачу на АСУРК-1МА (ПБУ-200) обратной информации о состоянии и боевых действиях каналов;
- распределение одиночных и групповых целей между стрельбовыми каналами;
- прием от ЦВМ РПЦ и индикацию данных, обеспечивающих контроль за своевременностью пуска ракет стрельбовыми каналами;
- наведение РПЦ стрельбовых каналов в режиме «Ведущий—Ведомый»;
- включение режимов работы комплекса;
- тренировку боевых расчетов кабины К-9 и РПЦ путем имитации данных внешнего целеуказания;
- осуществление громкоговорящей связи с кабинами К-2, ДЭС и ПБУ и телефонной связи со всеми элементами комплекса.

В кабине К-9 установлена следующая аппаратура:

аппаратура сопряжения с АСУРК-1МА (ПБУ-200), состоящая из шкафов Ц-1, Р-1М и светового табло КБ-981М. Аппаратура обеспечивает прием в двоичном цифровом коде информации целеуказания, формирование обратной информации и передачу ее на АСУРК-1МА (ПБУ-200);

аппаратура приема, передачи и преобразования цифровых данных, включающая шкафы КВ-91 и КВ-92. Аппаратура осуществляет: прием информации целеуказания от аппаратуры сопряжения и распределение ее по ЦВМ пяти РПЦ, прием вторичной информации от ЦВМ РПЦ после просчета ими целей, преобразование вторичной информации о целях в на-

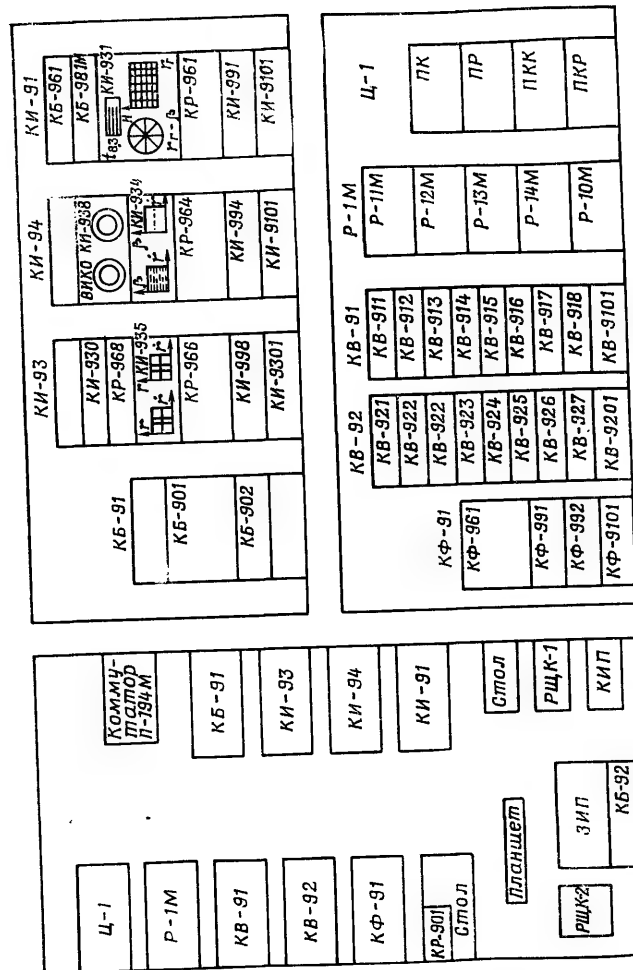


Рис. 238. Расположение аппаратуры в кабине К-9

проявления индикации и распределение информации по индикаторам целераспределения, формирование условных знаков (1, 2, 3, 4, 5, Δ , $+$) для индикаторов и их подсчет (цифры 1—5 обозначают номера каналов, знак $+$ условно обозначает точку встречи ракеты с целью, знак Δ — границы зоны поражения);

аппаратура управления и целераспределения, включающая шкафы КИ-91, КИ-93, КИ-94. Аппаратура обеспечивает: отображение состояния и боевых действий стрельбовых каналов, индикацию воздушной обстановки по данным ЦВМ РПЦ и АСУРК-1МА (ПБУ-200), распределение одиночных и групповых целей между стрельбовыми каналами, выдачу команды на подготовку ракет и индикацию выполнения команды в стрельбовых каналах;

вспомогательная аппаратура, состоящая из аппаратуры задатчика траекторий имитируемых целей (шкаф КФ-91), аппаратуры ГГС (шкаф КБ-91), блока электроснабжения КБ-92, телефонного коммутатора П-194М и штатной измерительной аппаратуры.

Расположение аппаратуры в кабине К-9 показано на рис. 238.

2. ОБЪЕМ ИНФОРМАЦИИ, ПРОХОДЯЩЕЙ ЧЕРЕЗ АППАРАТУРУ КАБИНЫ

Обмен информацией между отдельными кабинами комплекса осуществляется по линиям цифровой связи двоичным шифровым кодом. При этом аппаратура кабины К-9 является узлом, через который обеспечивается обмен информацией между кабинами АСУРК-1МА, К-9 и ЦВМ пяти РПЦ (рис. 239).

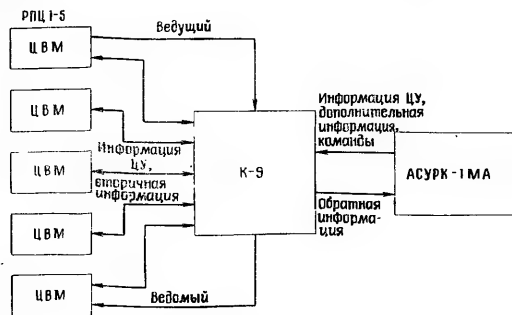


Рис. 239. Схема цифровых связей кабины К-9

Информация целеуказания, поступающая от АСУРК-1МА (ПБУ-200) через аппаратуру сопряжения, включает:

- номера целей, прямоугольные координаты целей $x_{ц}$, $y_{ц}$ и $z_{ц}$, скорости изменения координат $\dot{x}_{ц}$, $\dot{y}_{ц}$ и $\dot{z}_{ц}$;
- дополнительную информацию о целях: количество целей в группе, цель маневрирующая, цель — носитель активной помехи;

- команды «Принять ЦУ» («Отменить ЦУ»), «Готовить ракеты», «Готовить непрерывно», «Готовить ракету со спецарядом (С)», «Запретить пуск ракеты» и «Разрешить пуск ракеты со спецарядом».

Номер, прямоугольные координаты $x_{ц}$, $y_{ц}$, $z_{ц}$ цели и скорости их изменения $\dot{x}_{ц}$, $\dot{y}_{ц}$, $\dot{z}_{ц}$ выдаются для просчета в ЦВМ РПЦ, а дополнительная информация и команды анализируются в кабине К-9. Цифровая вычислительная машина РПЦ производит необходимые вычисления и выдает в кабину К-9 через аппаратуру шкафа КВ-91 в виде вторичной информации следующие данные: координаты (x , z , H , r_c) точки встречи ракеты с целью, цели, ближней границы зоны поражения, дальней границы эффективной зоны поражения; время, оставшееся до выхода цели из зоны пуска ($t_{в.з}$); радиальную составляющую скорости цели ($\dot{r}_ц$); прямоугольные координаты (x , z , H , r_c) стробов пяти РПЦ и дальней границы предельной зоны поражения.

Перечисленные данные после их преобразования в напряжения индикации и передачи на соответствующие индикаторы обеспечивают анализ параметров цели, наиболее целесообразное распределение целей между каналами и контроль за своевременностью пуска ракет.

При распределении групповой цели между стрельбовыми каналами комплекса происходит обмен информацией между РПЦ, обнаружившим группу целей (ведущим), и РПЦ, которому одна из целей группы должна быть передана (ведомым). В этом случае от ЦВМ ведущего в ЦВМ ведомого через аппаратуру шкафа КВ-91 ретранслируются сферические координаты цели: азимут $\varphi_{ц}$, наклонная дальность до цели $r_{ц}$, угол места $\epsilon_{ц}$ и скорость изменения наклонной дальности $\dot{r}_{ц}$. В кабине К-9 эти данные не используются.

При боевой работе возникает необходимость выдачи на АСУРК-1МА (ПБУ-200) обратной информации, содержащей донесения о состоянии и боевых действиях каналов.

Аппаратура кабины обеспечивает передачу следующих донесений: «Канал к боевой работе готов», «Номер огневого канала», «Номер цели» (переданной огневому каналу), «Отработка ЦУ (поиск)», «АС РПЦ», «Отказ от целеуказания», «Цель групповая» (с указанием количества целей в группе), «Отрыв ракеты» и «Канал освобожден».

Исходные данные для формирования обратной информации поступают из кабин К-2 и К-9.

Цифровой обмен информацией между элементами комплекса обеспечивает значительное повышение огневой производительности комплекса.

3. АППАРАТУРА СОПРЯЖЕНИЯ 5Ф13М

Аппаратура сопряжения 5Ф13М состоит из десяти блоков: четыре блока (ПК, ПР, ПКР, ПКК) размещены в шкафу Ц-1, пять блоков (Р-11М, Р-12М, Р-13М, Р-14М и Р-10М) — в шкафу Р-1М, один блок (КБ-981М) — в шкафу КИ-91. По функциональному назначению эти блоки образуют передающую и приемную части аппаратуры сопряжения. Блоки ПК и ПР образуют телекодový приемник, а блоки ПКР и ПКК — телекодový передатчик. Блоки шкафа Ц-1 имеют выпрямители напряжения, а блоки шкафа Р-1М и блок КБ-981М питаются ст блока Р-10М.

Передающая часть аппаратуры сопряжения

Передающая часть аппаратуры сопряжения предназначена для формирования и передачи пяти боевых и одного контрольного донесений на АСУРК-1МА (ПБУ-200).

В передающую часть входят следующие блоки:

Р-14М — блок преобразователя информации донесений;

Р-13М — блок контроля;

ПКР — распределительная часть передатчика;

ПКК — канальная часть передатчика.

Порядок передачи боевых донесений по первому — пятому стрельбовым каналам и контрольного донесения (КД) показан на рис. 240.

Цифровые данные, приведенные на рис. 240, справедливы при работе передатчика без цепного кода. При работе с цепным кодом значения всех указанных интервалов удваиваются. Донесения передаются в двоичном коде.

Состав информации боевого донесения приведен в табл. 7, контрольного донесения — в табл. 8.

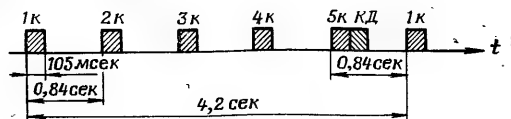


Рис. 240. Порядок передачи донесений на АСУРК-1МА (ПБУ-200)

Таблица 7

№ по пор.	Состав боевого донесения	Количество разрядов	Код
1	Номер абонента, закрепленный за данным комплексом С-200 (0—31)	5	Двоичный
2	Номер стрельбового канала (1—5)	3	Двоичный
3	Готов к боевым действиям	1	1
4	Боевые действия канала:		
	поиск цели (4)	3	100
	автоматическое сопровождение цели (5)		101
	канал освободился (6)		110
	отказ от цели (7)		111
5	Номер цели, совпадающий с номером целеуказания в АСУРК-1МА и по которой данный канал ведет боевые действия (1—5)	3	Двоичный
6	Количество целей в группе по данным канала (1-5, более 5)	3	Двоичный
7	Отрыв ракеты	1	Двоичный
	Итого . . .	19	

Таблица 8

№ по пор.	Состав контрольного донесения	Количество разрядов	Код
1	Номер абонента, закрепленный за данным комплексом С-200 (0—31)	5	Двоичный
2	Номер контрольного кода	3	111
3	Результат проверки контрольного кода в ЦВМ комплекса С-200:		
	контрольный код принят правильно (1)	2	01
	контрольный код принят неправильно (2)		10
	Итого . . .	10	

Функциональная схема передающей части аппаратуры сопряжения 5Ф13М показана на рис. 241.

Блок Р-14М обеспечивает формирование пяти боевых донесений и поочередную выдачу их в блок ПКР. В состав блока Р-14М входят: кассета К1-14М, пять кассет К2-14М, кассета К3-14М и шифратор «Количество целей в группе». Состав

каждой кассеты показан на схеме рис. 241, на котором приняты следующие обозначения: И — логическая схема И, Я — ферриттранзисторная ячейка памяти, У — усилитель, СхЗ — схема задержки, Д1:8 — делитель частоты импульсов на восемь, ДШ — дешифратор двоичного кода, Сч. №к — счетчик номера канала, Сх. №аб — схема формирования номера абонента, Ш№к — шифратор номера канала, ОВ — одновибратор, Тг — статический триггер.

Формирование донесений. Блок ПКР выдает импульсы готовности передатчика ИГП с периодом повторения 105 мсек, которые в режиме боевой работы коммутируются блоком Р-13М в кассету К1-14М. Эти импульсы используются при формировании донесений.

Рассмотрим формирование донесений за первый стрельбовый канал.

Донесения «Готов к боевым действиям», «Поиск», «Автоматическое сопровождение цели» в виде напряжения +26 в выдаются в кассету К2-14М на схемы И₇, И₁₁ и И₁₂ при включении соответствующих режимов в кабине К-2. Донесение «Отрыв ракеты» выдается разовым напряжением +26 в на схему И₉ в момент отрыва ракеты от пусковой установки. С поступлением ближайшего импульса ИГП схема И₉ срабатывает и записывает единицу в ячейку Я₂.

Для формирования донесений «Канал освободился» и «Отказ от цели» необходимо на пульте КР-961 нажать одновременно одноименную кнопку и кнопку СЧЕТ 1. При этом срабатывают соответственно схемы И₅ и И₄, которые переводят триггеры Тг₃ и Тг₄ в состояние «1». Эти триггеры хранят введенные донесения и выдают разрешающее напряжение на схемы И₁₈ и И₁₇.

Для формирования донесения «Количество целей в группе» необходимо на пульте КР-961 установить в соответствующее положение (1—5, больше 5) переключатель КОЛИЧЕСТВО В ГРУППЕ. При этом на шифратор блока Р-14М подается по одной из шести линий напряжение +26 в. Шифратор кодирует в двоичный код введенное число и выдает его на схемы И₁₃ (2 р), И₈ (1 р) и И₁ (0 р). Единица двоичного кода представляется напряжением +26 в. Далее необходимо одновременно нажать кнопки СЧЕТ 1 и ГРУППОВАЯ. При этом срабатывает схема И₂ и выдает импульс для записи единицы в ячейку Я₁ и установки триггеров Тг₃, Тг₂ и Тг₁ в нулевое состояние. Через 40 мсек схема задержки СхЗ₂ кассеты К1-14М выдает импульс, который списывает единицу с ячейки Я₁. Этот импульс воздействует на схемы И₁₃, И₈ и И₁. Срабатывают те схемы, на которые подано напряжение +26 в. При этом двоичное число «Количество целей в группе» запоминается триггерами Тг₃, Тг₂ и Тг₁. Эти триггеры воздействуют на схемы И₁₆ (2 р), И₁₅ (1 р) и И₁₄ (0 р).

Донесение «Номер цели в первом канале» формируется путем одновременного нажатия на пульте КР-961 кнопок СЧЕТ 1 и ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ 1—5. При этом номер цели зашифровывается в двоичный код шифратором блока КБ-981М. Двоичное число, единица которого представлена напряжением +26 в, выдается блоком КБ-981М на схемы И₂₁ (2 р), И₂₀ (1 р) и И₁₉ (0 р) кассеты К2-14М. Триггеры Тг₁ — Тг₅ устанавливаются в нулевое состояние при одновременном нажатии на пульте КР-961 кнопок СЧЕТ 1 и СБРОС, а также автоматически по команде «Отменить ЦУ», поступающей с блока КБ-981М.

Донесения по второму — пятому стрельбовым каналам формируются аналогичным образом; при этом необходимо пользоваться соответствующими кнопками СЧЕТ 2—5 пульта КР-961.

Работа блока. Делитель Д1:8 пропускает на вход счетчика номера канала каждый восьмой импульс ИГП. Через каждые 840 мсек счетчик номера канала изменяет свое состояние и считает от 3 до 7.

Пусть, например, счетчик номера канала перешел в состояние «011» (первый канал). Дешифратор ДШ расшифровывает это двоичное число и выбирает кассету К2-14М первого стрельбового канала путем выдачи разрешающего напряжения на схемы И₆ и И₁₀. Через 40 мсек схема задержки СхЗ₁ выдает импульс и схема И₆ срабатывает. Импульс схемы И₆ анализирует схемы И₁₄ — И₁₈, И₁₂, И₁₁, И₇ и ячейку Я₁. Одновременно этот импульс через шифратор номера канала кассеты К3-14М записывает число 001 в ячейку Я₈ (2 р), Я₉ (1 р) и Я₁₀ (0 р), а через схему формирования номера абонента записывает код номера абонента в первое слово статического накопителя блока ПКР. При наличии сформированных донесений перечисленные схемы и ячейка Я₁ выдают импульсы, которые записывают в ячейки Я₁ — Я₁₁ донесения пунктов 3, 4, 6 и 7 принятыми кодами (см. табл. 7).

Через 30 мсек схема задержки СхЗ₁ кассеты К3-14М выдает импульс списывания донесений с ячеек Я₁ — Я₁₁ во второе слово статического накопителя блока ПКР. При наличии боевых действий по первому каналу ячейка Я₁ (2 р БД) выдает импульс на схему И₁₀ кассеты К2-14М, которая срабатывает и выдает импульс на схемы И₂₁, И₂₀ и И₁₉. Эти схемы выдают код номера цели, который списывает код номера цели с ячеек Я₁₂ (2 р), Я₁₃ (1 р) и Я₁₄ (0 р) и записывает его во второе слово статического накопителя блока ПКР. Запись единицы в эти ячейки производится непрерывно импульсами ИГП, задержанными на 40 мсек. По ближайшему импульсу ИГП кассета К1-14М выдает в блок ПКР импульс сброса ИС, удерживающий блок ПКР в режиме передачи.

По истечении 840 мсек счетчик номера канала перейдет в состояние «100» (второй канал). Дешифратор ДШ выберет кассету К2-14М второго канала, и процессы в блоке Р-14М повторятся. Аналогичным образом осуществляется выдача донесений по третьему — пятому каналам.

Блок Р-13М при боевой работе обеспечивает:

— формирование контрольного донесения и передачу его в блок ПКР;

— визуальный контроль донесений, выдаваемых в блок ПКР.

В состав блока Р-13М входят: кассета К1-13М, две кассеты К2-13М, две схемы контроля и наборное поле. Состав каждой кассеты показан на схеме рис. 241, на котором приняты следующие обозначения: Тг — статический триггер, У — усилитель, Л — лампа накаливания, ЭП — эмиттерный повторитель, ИЛИ — логическая схема.

Работа блока в режиме «БР». Формирование контрольного донесения и передача его в блок ПКР осуществляются следующим образом.

В момент когда счетчик номера канала блока Р-14М находится в состоянии «111», а делитель Д1:8 — в состоянии «001 (1)», дешифратор ДШ расшифровывает код 111 001 (57) и выдает импульс, который через схему номера абонента записывает в первое слово статического накопителя блока ПКР код номера абонента, а во второе слово через эмиттерный повторитель ЭП₂ кассеты К1-13М — номер контрольного кода (111). Одновременно эмиттерный повторитель ЭП₂ выдает импульс на контакт 7 реле Р1. При наличии напряжения +26 в команды «7 ЦВМ», (хотя бы от одного стрельбового канала) через логическую схему ИЛИ запитывается реле Р2. При этом импульс эмиттерного повторителя ЭП₂ через контакты 7 и 6 этого реле записывает во второе слово статического накопителя блока ПКР донесение «Контрольный код принят правильно» (01). Если команда «7 ЦВМ» ни от одного стрельбового канала не поступает, то реле Р2 обесточено и импульс ЭП₂ через контакты 7 и 8 записывает во второе слово статического накопителя блока ПКР донесение «Контрольный код принят неправильно» (10).

Визуальный контроль боевых донесений осуществляется следующим образом.

Пусть, например, необходимо проконтролировать донесение по первому каналу. Для этого переключатель ОТКЛ. — В1 — 5 блока Р-14М необходимо поставить в положение «В1». В момент срабатывания схемы И₆ кассета К2-14М первого канала через данный переключатель выдает импульс запуска одновибратора ОВ кассеты К3-14М и через эмиттерный повторитель ЭП₁ кассеты К1-13М импульс установки в нулевое состояние триггеров в кассетах К2-13М.

Одновибратор ОВ выдает разрешающий импульс длительностью 40 мсек на схемы И₁ — И₄, что обеспечивает поступление донесения по первому каналу не только в блок ПКР, но и в триггеры Тг₁ — Тг₇ кассет К2-13М. Напряжение с этих триггеров выдается на усилители, нагрузкой которых являются лампы Л1 — Л7 двух схем контроля.

Блок ПКР при боевой работе обеспечивает:

— прием параллельным кодом информации донесения и передачу ее последовательным кодом в блок ПКК;

— добавление в последовательный код фазирующей комбинации начала передачи (ФКН);

— инвертирование передаваемой информации;

— кодирование передаваемой информации методом цепного кода при наличии импульсных помех в канале связи.

В состав блока ПКР входят: статический накопитель, двадцатидвухразрядный сдвигающий регистр (0—20р), распределитель слов с усилителем У₁, логическая схема ИЛИ, датчик импульсов готовности (ДИГ), инвертор, схема формирования выходного сигнала, кодирующее устройство цепного кода и схема формирования тактовых импульсов.

Статический накопитель, насчитывающий 113 ферритдиодных ячеек памяти и 6 усилителей, разбит на шесть частей. Каждая часть условно названа «словом». В первом слове имеется 13 ячеек, из них 3 служебные, остальные 10 (11—20р) информационные, во втором — пятом словах — по 20 информационных ячеек памяти.

Работа блока. На вход схемы формирования тактовых импульсов с блока ПКК поступают тактовые импульсы с частотой 600 гц ($T = 1666$ мсек). Эта схема формирует тактовые импульсы в, а, г, б, следующие с частотой 1200 гц при работе без кода и 600 гц — с кодом. Импульсы a_{21} и b_{21} получаются путем деления частоты следования импульсов а и б на 21. Тактовые импульсы управляют работой ферритдиодных схем регистра сдвига, распределителя слов, датчика импульсов готовности, инвертора и кодирующего устройства цепного кода. Эти устройства содержат различное количество ферритдиодных ячеек памяти, но принцип работы их одинаков (рис. 242).

Пусть, например, в ячейку Я₁ записана единица. Импульсом а эта единица переписывается в ячейку Я₂. Импульсом г разрывается связь между ячейками Я₂ и Я₁, затем импульсом б единица с ячейки Я₂ переписывается в ячейку Я₃. Импульсом в разрывается связь между ячейками Я₃ и Я₂, затем импульсом а единица списывается с ячейки Я₃ и т. д.

Работа блока ПКР поясняется рис. 243.

Пусть, например, в момент t_1 распределитель слов списывает со статического накопителя в сдвигающий регистр шестое «слово». При этом через схему ИЛИ не выдается запрет

на ДИГ. В момент t_2 ДИГ выдает импульс готовности передатчика ИГП в блок Р-14М и получает с блока Р-14М импульс сброса ИС, который записывает единицу в распределитель записи слов и в три служебные ячейки первого слова (6р, 8р, 10р). Пусть импульс ИГП в делителе Д1:8 блока Р-14М оказался восьмым, тогда через 40 мксек в момент t_3

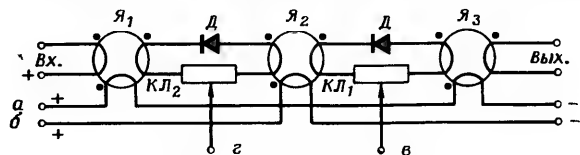
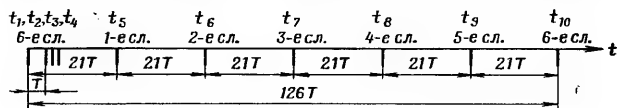


Рис. 242. Ферритная ячейка

блок Р-14М выдает код номера абонента в первое слово статического накопителя. Еще через 40 мксек в момент t_4 блок Р-14М выдает информацию донесения во второе слово статического накопителя.

Через 21 такт с момента t_4 сдвигающий регистр заканчивает выдачу последовательным кодом в инвертор шестого слова. При этом в момент t_5 ДИГ записывает в 0—10-й разряды



$T_{\text{без кода}} = 833 \text{ мксек}$; $T_{\text{с кодом}} = 1666 \text{ мксек}$

Рис. 243. Временная диаграмма работы блока ПКР

сдвигающего регистра фазирующую комбинацию молчания (ФКМ) 10110001000, а распределитель записи слов списывает в сдвигающий регистр первое слово и выдает запрет на ДИГ. Три единицы из служебных ячеек добавляются к ФКМ, и она преобразуется в фазирующую комбинацию начала (ФКН) 10110011101. Через 21 такт в момент t_6 регистр сдвига заканчивает выдачу первого слова, а распределитель списывает со статического накопителя в сдвигающий регистр второе слово. Аналогичным образом осуществляется передача третьего — пятого слов, которые никакой информации не несут. Передача нулей этих слов производится с целью уменьшения темпа передачи донесений. Время передачи шести слов составляет 126 тактов, т. е. 105 мсек при работе без кода и 210 мсек при работе с кодом.

Значения передаваемых разрядов инвертируются инвертором, который единицу заменяет нулем, а нули — единицей. Инвертирование искажает информацию, но позволяет увеличить количество единиц, что необходимо для устойчивой работы приемника. Восстановление информации производится в приемнике.

С выхода инвертора разряды поступают в схему формирования выходного сигнала, которая преобразует импульсный код в посылку постоянного тока длительностью 833 мксек, меняющие свою полярность по отношению к предыдущей посылке при передаче единицы (рис. 244). Эти информационные посылки выдаются в блок ПКК.

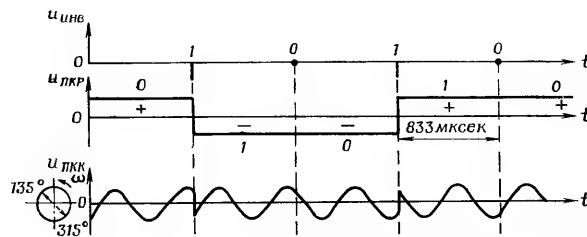


Рис. 244. Формирование выходного сигнала блоков ПКР и ПКК

Блок ПКК обеспечивает:

- формирование тактовых импульсов и выдачу их в блок ПКР;
- передачу разрядов методом фазоразностной манипуляции.

В состав блока ПКК входят генератор синусоидального напряжения частотой 1800 гц, схема формирования тактовых импульсов и схема преобразования сигнала.

Работа блока. Синусоидальное напряжение генератора выдается в схему формирования тактовой частоты и со сдвигом по фазе на 45° в схему преобразования сигнала.

Сигнал тактовой частоты 600 гц выдается в блок ПКР. Работа схемы преобразования сигнала поясняется рис. 244.

Каждая посылка постоянного тока преобразуется в синусоидальное колебание частотой 1800 гц ($T = 555 \text{ мксек}$) и длительностью 833 мксек. Информационным параметром сигнала является разность фаз данной и предыдущей посылки, т. е. $\Delta\varphi = \varphi_n - \varphi_{n-1}$. При $\Delta\varphi = 180^\circ$ синусоидальное колебание посылки n передает единицу, а при $\Delta\varphi = 0$ — нуль.

Манипуляция фазы происходит при текущей фазе несущего колебания 135 или 315° (см. векторную диаграмму

рис. 244). Сигнал с фазоразностной манипуляцией выдается по каналу связи на телекодový приемник (блоки ПК и ПР) системы АСУРК-1МА (ПБУ-200).

Приемная часть аппаратуры сопряжения

Приемная часть аппаратуры сопряжения предназначена для приема и преобразования пяти целеуказаний и одного контрольного кода, поступающих с АСУРК-1МА (ПБУ-200).

В приемную часть входят следующие блоки:

ПК — канальная часть приемника;

ПР — распределительная часть приемника;

Р-12М — преобразователь кода информации;

Р-11М — блок управления световым табло;

КБ-981М — световое табло.

Порядок приема целеуказаний и контрольного кода показан на рис. 245.

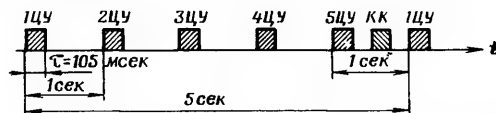


Рис. 245. Порядок приема целеуказания с АСУРК-1МА (ПБУ-200)

При работе с кодом время приема каждого целеуказания и контрольного кода увеличивается вдвое и составляет 210 мсек; остальные временные интервалы, показанные на рис. 245, сохраняются. Целеуказания и контрольный код принимаются в двоичном коде.

Состав информации целеуказания приведен в табл. 9.

Контрольный код содержит информацию, указанную в пп. 1—4, и команду «Принять целеуказание». Причем разрядами п. 2 передается номер контрольного кода 111(7), а разрядами пп. 3 и 4 — постоянные величины x, z, y, V_x, V_z, V_y . Суммарный объем принимаемого кода содержит 66 разрядов.

Функциональная схема приемной части аппаратуры сопряжения показана на рис. 246.

Блок ПК обеспечивает:

- прием сигнала с фазоразностной манипуляцией, его преобразование в посылки постоянного тока, изменяющие свою полярность при приеме единицы, и выдачу их в блок ПР;
- выделение из посылки сигнала, следующего с частотой 1200 гц, тактовой частоты.

Таблица 9

№ по пор.	Состав информации целеуказания	Количество разрядов	Код
1	Номер абонента, закрепленный за данным комплексом С-200 (0—31)	5	Двоичный
2	Номер цели, совпадающий с номером целеуказания в АСУРК-1МА (ПБУ-200)	3	То же
3	Координаты цели x, z, y	13, 13, 9	»
4	Составляющие скорости цели V_x, V_z, V_y	8, 8, 6	»
5	Дополнительная информация о цели: цель маневрирующая цель — постановщик активных помех количество целей в группе	1 1 3	1 1 Двоичный
6	Команды: принять целеуказание отменить целеуказание готовить обычные ракеты готовить специальную ракету количество каналов для непрерывной подготовки ракет (1—5) запрет пуска обычных ракет разрешение пуска специальной ракеты	1 1 1 1 3 1 1	1 1 1 1 Двоичный 1 1
Итого . . .		79	

В состав блока ПК входят: схема регулировки и усиления принимаемого сигнала, схема выделения синхронной несущей частоты 1800 гц, схема частотного преобразования сигнала, схема частотного преобразования синхронной несущей, генератор напряжения частотой 16,2 кГц, фазовый детектор, схема сравнения полярностей посылок n и $(n-1)$, регенератор и схема выделения тактовой частоты.

Работа блока. Принимаемый из канала связи сигнал с фазоразностной манипуляцией, сформированный в телекодвом передатчике АСУРК-1МА (ПБУ-200), подается в схему регулировки и усиления, где осуществляется регулировка уровня сигнала, его усиление, а при необходимости амплитудночастотная и фазочастотная коррекция сигнала. С выхода этой схемы сигнал выдается в схему выделения синхронной несущей и в схему частотного преобразования сигнала. Спектр сигнала зависит от значения принимаемого разряда. При приеме нуля спектр сигнала содержит составляющую 1,8 кГц, а при приеме единицы — составляющие 1,2 и 2,4 кГц. Схема выделения синхронной несущей обеспечивает постоянное наличие синхронной несущей 1,8 кГц независимо от значения принимаемого разряда.

С целью более четкого определения момента манипуляции фазы осуществляется частотное преобразование сигнала и частотное преобразование синхронной несущей. Работа схем частотного преобразования обеспечивается синусоидальным напряжением генератора 16,2 кГц.

Сигнал на выходе схемы частотного преобразования сигнала имеет вид синусоидального колебания частотой 14,4 кГц и длительностью 833 мксек. Информационным параметром сигнала является разность фаз посылок n и $(n-1)$, т. е. $\Delta\varphi = \varphi_n - \varphi_{n-1}$. При $\Delta\varphi = 180^\circ$ синусоидальное колебание посылки n несет единицу, а при $\Delta\varphi = 0$ — ноль.

Схема частотного преобразования синхронной несущей непрерывно выдает на фазовый детектор синхронное синусоидальное напряжение f частоты 14,4 кГц. Используя это напряжение, фазовый детектор определяет знак полярности принимаемой посылки и выдает его в схему сравнения полярности.

Схема сравнения полярности сравнивает знаки полярности принимаемой посылки n и предыдущей посылки $(n-1)$. Информационные сигналы на выходе схемы сравнения полярности представляют собой посылки постоянного тока, меняющие свою полярность при приеме единицы. В результате действия помех длительности посылок не равны друг другу и несколько отличаются от 833 мксек, т. е. существуют краевые искажения сигнала. Краевые искажения сигнала устраняются в регенераторе (восстановителе) методом стробирования посылок тактовыми импульсами. Высокостабильные тактовые импульсы, следующие с периодом 833 мксек, вырабатываются схемой выделения тактовой частоты. В регенераторе эти импульсы регистрируют значение каждой посылки в ее средней части. С выхода регенератора выдаются посылки постоянного тока с длительностью 833 мксек, изменяющие свою полярность в момент приема единицы.

Тактовые импульсы, необходимые для работы регенератора и блока ПР, формируются в схеме выделения тактовой частоты. Выделение тактовой частоты осуществляется электромеханическим фильтром, на вход которого подаются импульсы в момент приема единицы. Колебания в фильтре тем устойчивее, чем больше принимается единиц. С этой целью в блоке ПКР передатчика производится инвертирование передаваемой информации.

Блок ПР обеспечивает:

- декодирование цепного кода, включенного при наличии импульсных помех в канале связи;
- инвертирование (восстановление) принимаемой информации, искаженной в блоке ПКР передатчика;
- прием информации последовательным кодом и запись ее в статический накопитель;

— выдачу параллельным кодом информации в блоки Р-12М и Р-11М.

В состав блока ПР входят: схема формирования входного сигнала, декодирующее устройство цепного кода, сдвигающий регистр инвертированного кода, инвертор, сдвигающий регистр восстановленного кода, схема управления, статический накопитель, распределитель слов и схема формирования импульсов тактовой частоты.

Статический накопитель насчитывает 110 ферритдиодных ячеек памяти, разбитых на шесть частей. Каждая часть условно названа словом. В первом слове содержится 10 ячеек памяти, во втором — шестом словах — по 20 ячеек памяти.

Работа блока. На вход схемы формирования тактовых импульсов с блока ПК поступают тактовые импульсы с частотой 600 Гц ($T = 1666$ мксек). Эта схема формирует тактовые импульсы d, a, e, g, b , следующие с частотой 1200 Гц при работе без кода и 600 Гц — с кодом. Импульсы a_{21} и g_{21} получаются путем деления частоты следования импульсов a и g на 21. Тактовые импульсы управляют работой ферритдиодных схем декодирующего устройства цепного кода, регистрами сдвига, инвертора, схемы управления и распределителя слов.

Информационные посылки постоянного тока с блока ПК поступают на схему формирования входного сигнала, преобразующую код посылок в импульсный код, в котором единица представлена импульсом с длительностью 4 мксек, а ноль — отсутствием импульса. С выхода этой схемы разряды принимаемой информации последовательным кодом записываются в инвертор и сдвигающий регистр инвертированного кода. Инвертор восстанавливает значение информации, искаженной в блоке ПКР передатчика при инвертировании, т. е. ноль заменяет единицей, а единицу — нулем. Разряды восстановленной информации записываются последовательным кодом в сдвигающий регистр восстановленного кода.

Для синхронизации работы блока ПР передатчик передатывает в режиме молчания фазирующую комбинацию молчания (ФКМ), а при передаче первого слова — фазирующую комбинацию начала (ФКН). При отсутствии синхронизации время поступления фазирующих комбинаций в блок ПР неизвестно. В этом случае схема управления автоматически переходит в режим поимпульсного поиска, при котором поиск фазирующих комбинаций ведется непрерывно во всем потоке поступающих разрядов. При обнаружении ФКМ схема управления синхронизирует момент выдачи импульсов g_{21} и a_{21} и переходит в режим пословного поиска фазирующих комбинаций. При этом поиске 0—10-й разряды каждого слова проверяются на совпадение с фазирующими комбинациями. Обнаружив ФКН, схема управления записывает единицу в распределитель слов. Импульсами g_{21} и a_{21} эта единица продвигается

ПР импульс сброса (см. рис. 247). При этом 17 разрядов информации (номер цели, дополнительная информация о цели, команды) поступают в блок Р-11М. Код номера цели записывается в схему триггеров Тг Ор—2р №ц, остальные 14 разрядов записываются в ферриттранзисторные ячейки памяти входного регистра кассеты К1-11М. Состояние триггеров Тг Ор—2р №ц расшифровывается дешифратором номера цели ДШ1, и разрешающее напряжение выдается на усилитель У₁ той кассеты К2-11М, порядковый номер которой соответствует принятому номеру цели. В свою очередь усилитель У₁ выдает разрешающее напряжение на логические схемы И₁—И₁₂ выбранной кассеты и на логические схемы И₁—И₃ кассеты К1-11М.

Если принятое целеуказание адресовано данному комплексу С-200, то блок Р-12М через 100 мксек выдает импульс ИГВ1, который после усиления в кассете К1-11М устанавливает через схему И в нулевое состояние триггеры Ор—2р Н, через схему И₁₂ триггеры выбранной кассеты К2-11М и запускает схему задержки СхЗ кассеты К1-11М.

Через 100 мксек схема задержки СхЗ выдает импульс, который списывает 14 разрядов с ячеек памяти входного регистра. Причем 0, 1 и 2-й разряды количества каналов для непрерывной подготовки ракет записываются в триггеры Тг Ор—2р Н кассеты К1-11М, а остальные 11 разрядов — в триггеры выбранной кассеты. Трехразрядный двоичный код числа каналов для непрерывной подготовки ракет расшифровывается дешифратором ДШ2 кассеты К1-11М, а трехразрядный двоичный код количества целей в группе — дешифратором ДШ выбранной кассеты. Блок Р-11М хранит принятую информацию и выдает ее через усилители в блок КБ-981М. Процессы в блоке Р-11М повторяются в соответствии с временной диаграммой, показанной на рис. 245.

Блок КБ-981М обеспечивает:

- визуальное отображение дополнительной информации и команд пяти целеуказаний по пяти целям;
- дублирование звонком команды «Принять ЦУ» и выключение звонка при распределении целей на пульте КР-961;
- выдачу команд «Запрет пуска обычных ракет» и «Разрешение пуска специальной ракеты» в пульт КР-961 по каждому номеру цели;
- выдачу команды «Отменить ЦУ» в блок Р-14М для автоматического сброса триггеров Тг₁—Тг₃ кассеты К2-14М того стрельбового канала, которому выдана данная цель;
- формирование двоичного кода «Номер цели» в данном канале и выдачу его в кассету К2-14М того стрельбового канала, которому выдана данная цель.

В состав блока КБ-981М входят: пять схем светового табло, звонок, схема коммутации, схема визуального отображе-

ния команды «Количество каналов для непрерывной подготовки ракет» и шифраторы номера цели.

Работа блока. Схема светового табло содержит лампы накаливания, включенные в коллекторные цепи усилителей кассет К2-11М. Эти лампы подвешивают соответствующие надписи на световом табло, показанные на рис. 249.

Цифра, указывающая количество целей в группе, отображается на экране с помощью оптической системы светового табло. С поступлением команды «Принять ЦУ» включается звонок, который выключается схемой коммутации после распределения всех целей на пульте КР-961.

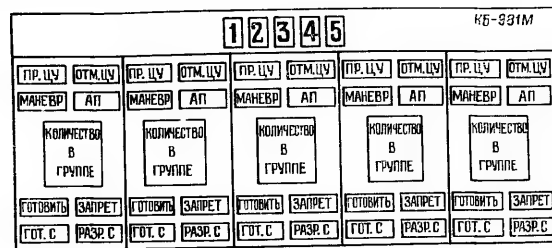


Рис. 249. Передняя панель блока КБ-981М

Команда «Отменить ЦУ» отображается мигающим под светом надписи. Это объясняется тем, что в цепь титания лампы подсвета включен триод мультивибратора кассеты К1-11М, работающего в автоколебательном режиме. Команда «Отменить ЦУ» выдается схемой коммутации в блок Р-14М для автоматического сброса донесений «Канал освобожден», «Отказ от ЦУ» и «Количество целей в группе» в кассете К2-14М того стрельбового канала, которому выдана данная цель. Каждая схема светового табло выдает принятые команды «Запрет пуска обычных ракет» и «Разрешение пуска специальных ракет» в пульт КР-961, который в свою очередь коммутирует их в кабину К-2 того стрельбового канала, которому выдана данная цель.

Блок КБ-981М связан с пультом КР-961 пятью группами проводов (по числу номеров целей), каждая из которых включает пять проводов (по числу номеров каналов). По этим 25 проводам выдаются постоянные напряжения +26 в при распределении целей на пульте КР-961. Эти напряжения управляют схемой коммутации. Кроме того, они зашифровываются в код «Номер цели» в данном канале, который выдается в соответствующую кассету К2-14М блока Р-14М.

Работа аппаратуры сопряжения при кодировании цепным кодом

Передающая часть аппаратуры сопряжения связана с телекодovým приемником (блоками ПК, ПР) системы АСУРК-1МА (ПБУ-200) каналом донесений. Телекодový передатчик (блоки ПКР, ПКК) системы АСУРК-1МА (ПБУ-200) связан с приемной частью аппаратуры сопряжения каналом целеуказаний. Каждая из этих двух каналов в отдельности исследуется на необходимость работы с кодом.

Работа с кодом позволяет защитить передаваемую информацию от действия импульсных помех в канале связи. При работе с кодом блок ПКР передатчика осуществляет кодирование передаваемой информации цепным кодом, а блок ПР приемника — декодирование цепного кода. При этом в блоке ПР автоматически обнаруживаются и устраняются ошибки в принимаемой информации.

Кодирование цепным кодом в блоке ПКР. При работе с кодом в блоке ПКР дополнительно выполняются три операции.

1. Информационные разряды передаются в два раза реже, при этом создается возможность передачи проверочных разрядов между информационными разрядами.

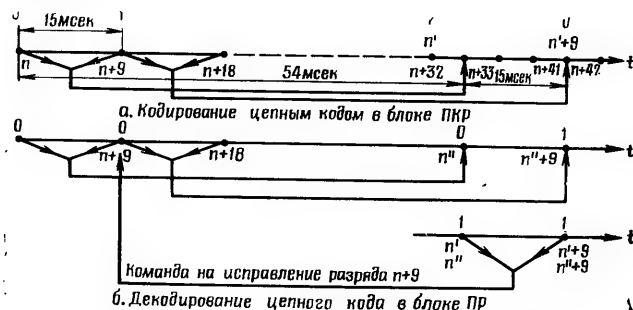


Рис. 250. Кодирование и декодирование цепного кода

2. Проверочные разряды формируются в кодирующем устройстве следующим образом (рис. 250, а).

Значение информационного разряда n сравнивается со значением информационного разряда $n+9$ (где n — условный порядковый номер разряда в последовательном коде). В свою очередь значение разряда $n+9$ сравнивается со значением разряда $n+18$ и т. д. Если значения сравниваемых разрядов

одинаковы, то проверочный разряд принимает значение «0»; если значения сравниваемых разрядов разные, то проверочный разряд принимает значение «1».

3. Передача информационных и проверочных разрядов осуществляется по одному каналу связи. Для исключения одновременного воздействия импульсной помехи на информационный и его проверочный разряды передача проверочного разряда осуществляется с задержкой в 54 мсек. При этом проверочный разряд n' , образованный путем сравнения информационных разрядов n и $n+9$, передается между информационными разрядами $n+32$ и $n+33$, а проверочный разряд $n'+9$, образованный путем сравнения информационных разрядов $n+9$ и $n+18$, — между информационными разрядами $n+41$ и $n+42$ и т. д. Смешанная последовательность информационных и проверочных разрядов передается телекодovým передатчиком по каналу связи в телекодový приемник, где в блоке ПР осуществляется декодирование цепного кода.

Декодирование цепного кода в блоке ПР. Функциональная схема декодирующего устройства показана на рис. 251, а его работа поясняется рисунком 250, б. При работе с кодом в блоке ПР дополнительно выполняются четыре операции.

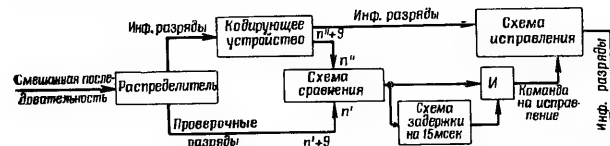


Рис. 251. Функциональная схема декодирующего устройства

1. Смешанная последовательность принимаемых разрядов подается на распределитель, который направляет принимаемые информационные разряды в кодирующее устройство, а принимаемые проверочные разряды — в схему сравнения.

2. Кодирующее устройство выдает информационные разряды в схему исправления и одновременно формирует из них проверочные разряды (как и в блоке ПКР), которые выдает в схему сравнения с задержкой 54 мсек. При этом проверочный разряд передатчика n' и соответствующий проверочный разряд приемника n'' воздействуют одновременно на схему сравнения. Через 15 мсек на схему сравнения подаются проверочный разряд передатчика $n'+9$ и проверочный разряд приемника $n''+9$.

3. При отсутствии ошибок в принимаемых разрядах значения проверочных разрядов передатчика и приемника n' и n'' , $n'+9$ и $n''+9$ и т. д. равны и схема сравнения сигналов не

выдает. В принимаемых информационных разрядах исправлений не производится.

При ошибке в информационном разряде, например в разряде $n+9$, значения проверочных разрядов n' и n'' , $n'+9$ и $n''+9$ не равны и схема сравнения выдает два сигнала с интервалом в 15 мксек.

4. При наличии двух сигналов ошибок срабатывает логическая схема И и выдает команду в схему исправления, которая изменяет значение искаженного разряда (в данном случае разряда $n+9$).

Декодирующее устройство не исправит искаженный разряд $n+9$, если, кроме него, будет искажен хотя бы один из разрядов n , $n+18$, n' , $n'+9$.

Защитные свойства цепного кода сохраняются при одновременном выполнении двух условий: если длительность импульсной помехи $t_n < 15$ мсек и период повторения импульсной помехи $T \neq 15, 39, 54$ мсек.

Режимы работы аппаратуры сопряжения

Аппаратура сопряжения может работать в режимах «Боевая работа», «Контроль цифровых линий связи», «Тренаж» и «Регламентный контроль».

Режим «Боевая работа» обеспечивается включением режимов «ЦУ» на шкафу КИ-91, «БР» на шкафу Р-1М и «Работа» на шкафу Ц-1.

В этом режиме передающая часть передает донесения на систему АСУРК-1МА (ПБУ-200), с которой приемная часть принимает целеуказания.

Режим «Контроль цифровых линий связи» включается нажатием одноименной кнопки на пульте КР-961 шкафа КИ-91. При этом выход передающей части подключается к входу приемной части, а в блоке Р-13М срабатывает реле Р2 (см. рис. 241). Блок Р-14М прекращает работу. Источником информации является наборное поле блока Р-13М, имитирующее информации целеуказаний системы АСУРК-1МК (ПБУ-200). Контрольный код передается разрядами величин x , z , y , V_x , V_z и V_y . Целеуказания передаются через каждые 105 мсек со скользящим номером. Это позволяет проверить работу блоков Р-11М и КБ-981М по пяти целям. Блок Р-12М доводит каждый принятый код «Номер цели» до значения 111 (7) и, следовательно, выдает через каждые 105 мсек контрольный код.

Этот режим позволяет быстро проверить состояние цифровых линий связи от входа блока ПК до блока КБ-981М и ЦВМ «Пламя-К» включительно.

Режим «Регламентный контроль» включается при проведении регламентных работ на передающей и приемной частях.

Особенности аппаратуры сопряжения 5Ф13МА

В кабине К-9 последнего выпуска аппарата 5Ф13М заменена аппаратурой 5Ф13МА. Она выполняет ту же функцию, что и аппаратура 5Ф13М.

В состав аппаратуры 5Ф13МА входят: аппаратура телекоммуникационной связи 5Ц55 (вместо 5Ц51 шкафа Ц-1), аппаратура шкафа Р-1МА (вместо Р-1М) и блок КБ-981М.

Особенности аппаратуры 5Ц55:

- конструктивно аппаратура выполнена в виде кассет, свободно извлекаемых при ремонте;

- применение ферриттранзисторных ячеек памяти позволяет эксплуатировать аппаратуру при более низких температурах;

- применена кварцевая стабилизация частот;

- частота 16,2 кГц вырабатывается не местным генератором, а путем суммирования частоты 1,8 кГц, выделенной синхронной несущей, и частоты 14,4 кГц местного генератора;

- тактовая частота приемника 1,2 кГц формируется местным генератором; ее синфазность с частотой принимаемых информационных посылок обеспечивается схемой корректирующего устройства;

- введена схема контроля, которая позволяет быстро оценивать состояние аппаратуры и определять место неисправности.

Аппаратура 5Ц55 может сопрягаться с аппаратурой 5Ц51.

Особенности аппаратуры шкафа Р-1МА:

- номер абонента набирается с помощью тумблеров, размещенных на лицевых панелях блоков Р-12МА и Р-14МА;

- схема контроля донесений перенесена в блок Р-14МА;

- наборное поле размещено на лицевой панели блока Р-13МА.

4. УСТРОЙСТВО ПРИЕМА-ПЕРЕДАЧИ ЦИФРОВОЙ ИНФОРМАЦИИ

Устройство приема-передачи (УПП) цифровой информации (шкаф КВ-91) является специализированным цифровым устройством с программным управлением. Оно предназначено:

- для приема данных внешнего целеуказания параллельным цифровым кодом от аппаратуры шкафа Р-1М и передачи этих данных последовательным цифровым кодом на ЦВМ РПЦ для просчета;

- для приема просчитанных данных целеуказания от ЦВМ РПЦ последовательным цифровым кодом и передачи этих данных на шкаф КВ-92 параллельным цифровым кодом для преобразования в напряжения отклонения луча ЭЛТ;

— для автоматической установки очередности обмена данными целеуказания между ЦВМ пяти РПЦ, между ЦВМ РПЦ и шкафом Р-1М;

— для выдачи данных, имитирующих целеуказание по пяти целям;

— для приема данных целеуказания от ЦВМ ведущего РПЦ и передачи этих данных на ЦВМ ведомого РПЦ.

Устройство приема-передачи не может принимать и передавать данные целеуказания, одновременно поступающие от всех устройств. Работа УПП осуществляется по циклам обмена. Каждому циклу обмена соответствует прием информации от одного устройства и передача ее другому устройству. Выбор устройства для участия в обмене информацией и определение его работы на прием или передачу информации обусловлены заложенными в УПП двумя постоянными программами обмена (третья заложенная в УПП программа не используется).

При работе по первой программе по управляющим сигналам, вырабатываемым в УПП, осуществляется прием информации от ЦВМ РПЦ и передача ее на преобразователь цифрового кода в напряжения индикации — в шкаф КВ-92. В случае работы комплекса в режиме «Ведущий — Ведомый» информация от ЦВМ ведущего РПЦ ретранслируется на ЦВМ ведомых РПЦ.

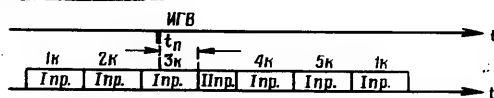


Рис. 252. Временная диаграмма работы шкафа КВ-91

При работе по второй программе по сигналам управления осуществляется прием данных внешнего целеуказания с аппаратуры шкафа Р-1М и передача их на выбранную оператором целераспределения ЦВМ РПЦ.

При включении УПП работает по первой программе. Подключение каждой ЦВМ РПЦ к УПП осуществляется в порядке очередности. Информация от каждой ЦВМ РПЦ поступает с частотой 10 гц. Цикл обмена УПП с одной ЦВМ РПЦ длится 17,94 мсек.

Переключение УПП на работу по второй программе осуществляется в случае прихода со шкафа Р-1М импульса готовности выдачи данных ИГВ. Начатый цикл обмена с ЦВМ РПЦ при этом не прерывается. Переключение на вторую программу произойдет только после окончания цикла обмена по первой программе (рис. 252).

При работе с АСУРК-1МА (ПБУ-200) информация по каждой цели со шкафа Р-1М поступает с частотой 0,2 гц. Цикл

обмена УПП со шкафом Р-1М длится 6,96 мсек. Окончив цикл обмена по второй программе, при отсутствии импульса ИГВ УПП автоматически переключается на первую программу, осуществляя прием информации от очередной ЦВМ РПЦ.

Для того чтобы ЦВМ каждого РПЦ могла определить, обращаются к ней или нет, а также с каким требованием (выдачи или приема информации), УПП перед началом каждого цикла обмена выдает на все ЦВМ РПЦ код операции обмена (КОп).

Кодом операции обмена называется команда, закодированная в двоичном цифровом коде, приняв которую ЦВМ РПЦ решает задачу: обращаются к данной ЦВМ или нет, а также с каким требованием (приема или выдачи информации). Код операции обмена состоит из двух частей — левой и правой.

При работе по первой программе левая часть КОп формируется в УПП по сигналам, поступающим с пульта оператора целераспределения — блока КР-961 или блока КР-964. Левая часть указывает номер цели, закрепленный за РПЦ, или номер ведущего РПЦ при работе комплекса в режиме «Ведущий — Ведомый».

Правая часть КОп формируется в УПП автоматически и указывает номер РПЦ, ЦВМ которого должна в данном цикле выдавать информацию.

При работе по второй программе КОп в УПП не формируется. В этом случае кодом операции обмена является принятое со шкафа Р-1М первое слово — номер цели (1—5, 7) и команда «Принять ЦУ». Причем, принятое первое слово — код операции обмена — также состоит из двух частей. Левая часть — команды «Принять ЦУ». Правая часть указывает номер цели, по которой будут передаваться данные целеуказания.

Приняв код операции обмена, все ЦВМ РПЦ начинают анализировать его в течение 1,92 мсек. Анализ КОп сводится к сравнению правой части его с собственным номером или с запомненной ранее левой частью по алгоритму, приведенному на рис. 253.

Конструктивно устройство приема-передачи выполнено в виде шкафа КВ-91, в состав которого входят следующие блоки:

- блок контроля КВ-911;
- блок счетчиков программного запоминающего устройства КВ-912;
- блок программного запоминающего устройства КВ-913;
- блок выбора очередности обмена КВ-914;
- блок сдвигающего регистра 6р—15р КВ-915;
- блок сдвигающего регистра —4р—5р КВ-916;

- блок формирования выходных сигналов КВ-917;
- блок имитации пяти целей КВ-918;
- блок управления включением и питания УПП КВ-9101.

Функциональная схема УПП представлена на рис. 254.

Блок КВ-912 предназначен для формирования опорных импульсных напряжений с различными частотами, по которым формируются управляющие сигналы.

Он состоит из генератора импульсов частоты 50 кГц, счетчика обращений, счетчика адреса с потенциальным дешифра-

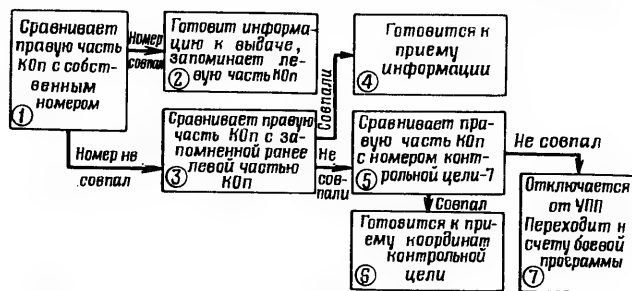


Рис. 253. Алгоритм анализа кода операции обмена в ЦВМ «Пламя-К»

тором, схемы формирования импульсов сдвига и триггера контроля.

Блок может работать в режимах «БР» и «РК». Отличие работы блока в режиме «РК» от работы в режиме «БР» состоит только в том, что, если в режиме «БР» вентиль-усилитель В1 всегда открыт для импульсов частоты 50 кГц, то при работе в режиме «РК» состояние вентиля В1 определяется триггером Тг₂.

Рассмотрим работу блока в режиме «БР».

С включением шкафа начинает работать генератор импульсов (ГИ). Импульсное напряжение частоты 50 кГц поступает на счетчик обращений и на схему формирования импульсов сдвига. Пятиразрядный счетчик обращений служит для формирования импульсов с различными интервалами времени, по которым в блоке КВ-913 формируются сигналы управления. Различные временные интервалы между выходными импульсами обращения получаются за счет обратной связи счетчика обращений с программным запоминающим устройством. С выхода счетчика обращений импульсы поступают на счетчик адреса и в блок КВ-913.

Шестиразрядный счетчик адреса (СА) с потенциальным дешифратором служит для выбора адреса сиг-

налов управления. В зависимости от числа, записанного в счетчике адреса, с выходов дешифратора снимаются два разрешающих потенциала, которые открывают пару вентилей-усилителей для импульсов обращения формирователей адреса старших и младших разрядов блока КВ-913.

Схема формирования импульсов сдвига служит для формирования пачек импульсов сдвига, с помощью которых осуществляется запись и переписывание со сдвигающего регистра УПП информации. Она состоит из триггера Тг₁ и вентиля-усилителя В2. С приходом на единичный вход управляющего импульса «Начало сдвига» (НС) вентиль В2 открывается для импульсов частоты 50 кГц до прихода управляющего импульса «Конец сдвига» (КС). Сформированные пачки импульсов сдвига поступают в блоки КВ-911, КВ-915 и в шкаф КВ-21 кабины К-2.

Блок КВ-913 предназначен для формирования сигналов управления, по которым осуществляется прием и передача информации. Он состоит из формирователей импульсов адреса, коммутатора адресов ПЗУ и постоянного запоминающего устройства (ПЗУ).

Формирователи импульсов адреса по каждому состоянию счетчика адреса выдают два разнополярных импульса, которые поступают на коммутатор адресов ПЗУ и коммутатор контролируемых величин блока КВ-911.

Коммутатор адресов ПЗУ служит для выбора пршивочного провода ПЗУ и выдает по нему импульса «Опрос адреса ПЗУ». Он состоит из диодотрансформаторных ячеек, образующих 56 логических схем И. На аноды диодов ячеек, объединенных в столбцы, подаются положительные импульсы с выхода формирователя импульсов адреса старших разрядов, а на катоды диодов ячеек, объединенных по строкам, — отрицательные импульсы с формирователей импульсов адреса младших разрядов. При совпадении во времени двух разнополярных импульсов через диод соответствующей ячейки проходит импульс тока и на выходе этой ячейки возникает отрицательный импульс «Опрос адреса ПЗУ». Номер ячейки и номер пршивочного провода, по которому проходит импульс «Опрос адреса ПЗУ», соответствуют числу, записанному в счетчике адреса.

Постоянное запоминающее устройство служит для формирования и выдачи сигналов управления по каждому импульсу «Опрос адреса ПЗУ». Оно состоит из 34 трансформаторов считывания и усилителей сигналов управления. Первичной обмоткой трансформаторов являются пршивочные провода, которые одним концом подключены к коммутатору адресов ПЗУ, а другим — к схеме включения программ блока КВ-914. Включение и выключение программ осуществляются схемой включения программ блока КВ-914, пу-

тем выдачи разрешающего (запрещающего) напряжения на объединенные прошивочные провода каждой программы. Со вторичных обмоток трансформаторов снимаются сигналы управления, которые стробируются задержанным на 1 мксек импульсом обращения. Последовательность сигналов управления, определенная прошивкой трансформаторов, поступает на различные схемы УПП и другие устройства и обеспечивает обмен информацией между различными устройствами.

Блок КВ-914 предназначен для формирования потенциалов управления, обеспечивающих очередность обмена УПП с различными устройствами.

Он состоит из схемы включения первой и второй программ и схемы очередности обмена УПП с ЦВМ РПЦ.

Схема включения первой и второй программ служит для формирования управляющих потенциалов, обеспечивающих работу УПП по первой или второй программе. Она состоит из триггера подготовки включения второй программы, триггера включения второй программы и схемы включения первой программы.

На схему поступают управляющий импульс с ПЗУ «Конец программы» и импульс готовности выдачи данных со шкафа Р-1М (ИГВ).

Включение первой программы производится импульсом «Конец программы» при отсутствии импульса готовности выдачи данных. В этом случае триггер $T_{г1}$ подготовки включения второй программы и триггер $T_{г2}$ включения второй программы находятся в нулевом состоянии, клапан-усилитель ВЗ открыт. Со схемы включения первой программы снимается положительный потенциал и подается на контакты переключателя ВЫБОР ПРОГРАММ блока КВ-911 и на прошивочные провода первой программы трансформаторов считывания. На прошивочные провода второй программы подается отрицательный потенциал, выключающий вторую программу.

Включение второй программы производится импульсом «Конец программы» при наличии импульса готовности выдачи данных, поступающего со шкафа Р-1М на триггер $T_{г1}$ подготовки включения второй программы. Импульс готовности выдачи данных закрывает клапан-усилитель ВЗ и открывает клапан В2. По окончании цикла обмена импульс «Конец программы» устанавливает в единичное состояние триггер $T_{г2}$ включения второй программы. В этом случае на прошивочные провода второй программы подается положительный потенциал, а на прошивочные провода первой программы — отрицательный потенциал, выключающий первую программу.

Схема очередности обмена УПП с ЦВМ РПЦ служит для формирования правой части кода операции обмена первой программы (номера РПЦ), обеспечивающего под-

ключение ЦВМ РПЦ к УПП в порядке очередности. Она состоит из счетчика номера РПЦ, счетчика номера имитируемой цели и регистра памяти чисел счетчиков с потенциальным дешифратором.

Трехразрядный счетчик номера РПЦ управляется импульсами «Конец программы» и считает от трех до семи. Потенциалы с правых плеч триггеров подаются на клапаны-усилители В6 — В8 и на трехразрядный регистр памяти.

Формирование правой части КОП первой программы производится импульсом «Опрос счетчика РПЦ», поступающим с ПЗУ на импульсные входы клапанов В5—В8. С выходов этих клапанов импульсы кода операции обмена (номер РПЦ) поступают в сдвигающий регистр блока КВ-916.

Регистр памяти чисел служит для запоминания на один цикл обмена по первой программе числа (номера РПЦ), записанного в счетчике номера РПЦ, или номера цели при работе УПП по второй программе.

Потенциальный дешифратор расшифровывает числа регистра памяти и выдает разрешающие потенциалы в блоки КВ-916 и КВ-918. В блоке КВ-916 разрешающий потенциал открывает вход усилителя импульсов числа информации, поступающей от той ЦВМ РПЦ, номер которой записан в регистре памяти чисел.

Через контакты переключателя ВЫБОР №ц, РПЦ блока КВ-918 потенциалы дешифратора ДШ1 поступают в блок КВ-911 на схему разрешения записи контролируемой величины.

Блоки КВ-915 и КВ-916 предназначены для присма, хранения и преобразования из параллельного цифрового кода в последовательный и обратно двоичного цифрового кода информации.

Основными элементами блоков являются 20-разрядный сдвигающий регистр (—4р—15р) и схемы управления сдвигающим регистром.

Информация со шкафа Р-1М поступает на сдвигающий регистр параллельным цифровым кодом и выдается в ЦВМ РПЦ последовательным цифровым кодом с —4-го разряда сдвигающего регистра. Прием информации с ЦВМ происходит последовательным цифровым кодом в 15-й разряд. Управление сдвигающим регистром осуществляется управляющими импульсами, поступающими с ПЗУ блока КВ-913.

Блок КВ-917 служит для формирования выходных импульсов по длительности и амплитуде. На блок поступают управляющие импульсы и импульсы цифрового кода информации. После усиления блок КВ-917 выдает:

— импульсы «Опрос ЦУ» на шкаф Р-1М, которые списывают «пословно» информацию на УПП; в режиме «ИЦ» (имитация целеуказания) импульсы «Опрос ЦУ» поступают на

блок КВ-918, который выдает информацию, имитирующую целеуказание;

— управляющие импульсы «Начало обмена РПЦ», которые поступают в шкафы КВ-21 кабин К-2, где готовят ЦВМ РПЦ к приему кода операции обмена;

— импульсы «Строб ЦУ, РПЦ» по пяти проводникам, которые поступают на пульты целераспределения блоков КР-961 и КР-964 для формирования левой части кода операции обмена;

— импульсы «Начало РПЦ», которые поступают в шкаф КВ-92 для определения номера РПЦ, выдающего информацию в данном цикле обмена.

В блоке КВ-917 располагается генератор одиночных импульсов и счетчик контроля, которые используются при проведении регламентных работ для качественной и количественной оценки различных импульсов.

Блок КВ-918 предназначен для выдачи имитируемой информации целеуказания по пяти целям.

Блок участвует в работе при проведении контроля функционирования комплекса и стыковочных работах между кабинками К-9 и К-2.

Включение блока производится переключателем ИЦ—ЦУ—Тр, расположенным на передней панели блока КВ-961 шкафа КИ-91, при установке его в положение «ИЦ» (имитация целеуказания) или тумблером ИМИТАТОР, расположенным на передней панели блока КВ-918.

На наборном поле каждой цели записываются величины контрольной вышки К-7 ($N_{ц}$, $x_{ц}$, $z_{ц}$, $y_{ц}$, V_x , V_z , V_y).

В режиме работы кабины К-9 «ИЦ» импульсы готовности выдачи данных поступают с блока КВ-918 на счетчик номера целей имитатора блока КВ-914, который считает от трех до семи. Числа со счетчика номера цели переписываются в регистр памяти чисел счетчиков. Каждому состоянию регистра памяти чисел соответствует один выходной сигнал потенциального дешифратора, который поступает в коммутатор величин блока КВ-918. Коммутатор величин обеспечивает подачу импульсов «Опрос ЦУ» на соответствующее наборное поле. Если в регистре памяти записано число 7, то импульсы «Опрос ЦУ», пройдя коммутатор, поступают на наборное поле пятой цели, а если записано число 3, то поступают на наборное поле первой цели. Информация с наборных полей целей параллельным цифровым кодом передается в сдвигающий регистр блоков КВ-915 и КВ-916, а с него после усиления в блоке КВ-917 — на ЦВМ РПЦ.

Блок КВ-911 предназначен для визуального контроля любых величин информации, проходящей через УПП. Визуальный контроль величин информации осуществляется с по-

мощью сигнальных ламп КОНТРОЛЬ ВЕЛИЧИН, расположенных на передней панели блока КВ-911.

Блок состоит из коммутатора контролируемых величин, контрольного сдвигающего регистра (КСР) и схемы управления записью величин в контрольный сдвигающий регистр.

Коммутатор контролируемых величин вырабатывает импульсы, «привязанные» по времени к группам информации, проходящим через УПП только последовательным цифровым кодом. Эти импульсы поступают на контакты переключателя ВЫБОР ВЕЛИЧИН блока КВ-911.

20-разрядный контрольный сдвигающий регистр служит для записи и хранения контролируемых величин. Запись величин осуществляется последовательным цифровым кодом с помощью пачек импульсов сдвига.

Схема управления записью величин в контрольный сдвигающий регистр выдает разрешающий потенциал в момент прихода выбранной для проверки величины информации.

Для осуществления визуального контроля величины необходимо:

— переключатель ВЫБОР ВЕЛИЧИН установить в положение выбираемой для контроля величины;

— переключатель ВЫБОР ПРОГРАММ установить в положение той программы, при которой выбранная величина проходит через УПП;

— переключатель ВЫБОР №_ц, РПЦ, расположенный на передней панели блока КВ-918, установить в положение того номера цели или номера РПЦ, информация которых контролируется.

При установке переключателей в соответствующие положения управляющие потенциалы и импульсы будут поступать на схему управления записью величин. При совпадении по времени трех сигналов схема управления выдает разрешающий потенциал на усилитель записи информации. Импульсы готовности выдачи данных от имитатора (ИГВ_{имит}), поступающие на схему разрешения записи из блока КВ-918, устанавливают схему в исходное состояние.

Работа УПП по первой программе. При работе УПП по первой программе осуществляется прием информации из ЦВМ РПЦ и выдача ее в шкаф КВ-92, а также ретрансляция полярных координат (β , r , ϵ , δ) цели от ведущего РПЦ на ведомые РПЦ последовательным цифровым кодом. УПП работает по первой программе в случае отсутствия импульса готовности выдачи данных (ИГВ). Последний управляющий импульс «Конец программы» предыдущего цикла обмена поступает на различные схемы и готовит УПП к работе в очередном цикле обмена.

По 1-му импульсу обращения нового цикла обмена, поступившему в блок КВ-913, ПЗУ выдает следующие управляю-

щие импульсы: «Начало обмена» (НО-1) и «Запись числа в счетчик обращений».

Импульс НО-1, усиленный в блоке КВ-917, поступает на все ЦВМ РПЦ и готовит их к приему кода операции обмена (КОп). Импульс «Запись числа в счетчик обращений» записывается в счетчик обращений число для формирования временного интервала между обращениями.

По 2-му импульсу обращения ПЗУ выдает следующие управляющие импульсы: «Опрос счетчика РПЦ» в блок КВ-914, «Разрешение передачи на РПЦ» в блок КВ-917 и «Начало сдвига» в блок КВ-912 на триггер Тг₁.

По этим управляющим импульсам в сдвигающий регистр (блоки КВ-915 и КВ-916) записывается код операции обмена, который начинает передаваться на все ЦВМ РПЦ. Сформированные в блоке КВ-914 импульсы «Начало РПЦ» после усиления в блоке КВ-917 поступают в шкаф КВ-92.

По 3-му импульсу обращения вырабатываются следующие управляющие импульсы: «Конец сдвига», поступающий в блок КВ-912 на триггер Тг₁; «Первый импульс запроса», поступающий через блок КВ-914 на все ЦВМ; «Разрешение приема от РПЦ», поступающий в блок КВ-916.

По этим управляющим импульсам все ЦВМ принимают код операции обмена из шкафа КВ-21 в память и начинают его анализировать, а УПП готовят свои схемы к приему информации от ЦВМ РПЦ.

По 4-му импульсу обращения вырабатывается управляющий импульс «Разрешение передачи четырех величин», который подготавливает УПП к ретрансляции полярных координат от ЦВМ, выдающей информацию (ведущего РПЦ) на все принимающие информацию ЦВМ (ведомые РПЦ).

До 16-го импульса обращения ПЗУ формирует управляющие сигналы, по которым осуществляется прием полярных координат цели от ЦВМ, выдающей информацию, и ретрансляция их на все другие ЦВМ РПЦ независимо от того, принимают они эти координаты или нет.

С 16 по 56-й импульс обращения ПЗУ вырабатывает управляющие импульсы уведомления, которые поступают в шкаф КВ-92 и готовят его к приему, преобразованию и индикации каждой группы информации.

Связь УПП с каждой ЦВМ РПЦ осуществляется по пяти отдельным линиям, по которым поступают импульсы начала обмена, запроса, сдвига, передачи числа на ЦВМ РПЦ и приема числа из ЦВМ РПЦ.

В шкаф КВ-92 поступают: импульсы «Начало РПЦ» — РПЦ5, «Уведомление» и цифровой код информации (по 17 проводникам).

Функциональные связи УПП показаны на рис. 255.

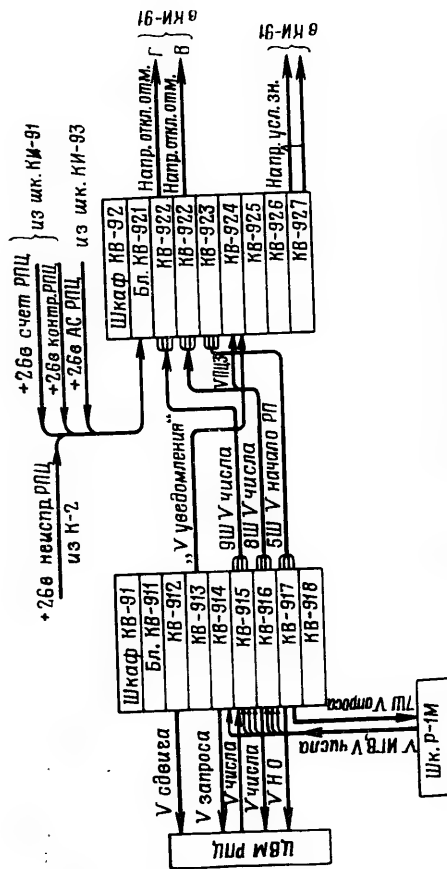


Рис. 255. Функциональные связи устройства приема — передачи (УПП)

Работа УПП по второй программе. Переключение УПП на вторую программу осуществляется управляющим импульсом «Конец программы» при поступлении на блок КВ-914 из блока Р-12М шкафа Р-1М импульса готовности выдачи данных (ИГВ). При этом УПП по отдельным проводникам выдает на шкаф Р-1М управляющие импульсы «Опрос ЦУ». По каждому импульсу «Опрос ЦУ» с блока Р-12М шкафа Р-1М переписывается одно слово информации. Информация об одной цели состоит из 7 слов. Принятое одно слово информации выдается последовательным цифровым кодом на ЦВМ РПЦ для подсчета. По окончании цикла обмена со шкафом Р-1М УПП автоматически переключается на работу по первой программе.

5. УСТРОЙСТВО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЦИФРОВЫХ ДАННЫХ В НАПРЯЖЕНИЯ ИНДИКАЦИИ (ПЦИ)

Шкаф КВ-92

Для оценки воздушной обстановки, состояния стрельбовых каналов и правильного принятия решения по уничтожению цели противника в кабине К-9 имеются: паз-индикатор $t_{\text{в.з}}$, индикатор высоты $t_{\text{г}}$ — H и индикатор времени $t_{\text{в.з}}$.

Для индикатора $t_{\text{г}}$ — β данные с ЦВМ радиолокаторов подсвета цели выдаются через УПП в прямоугольной системе координат X — Z (координата x соответствует отклонению отметки по вертикали, а координата z —по горизонтали).

Для индикатора $t_{\text{г}}$ — H выдаются координаты $t_{\text{г}}$ —горизонтальная дальность и H —высота.

Для воспроизведения отметки скорости на индикаторе $t_{\text{г}}$ — H в шкаф КВ-92 поступают данные о величине скорости ($\dot{r}$) и смещении отметки скорости по вертикали (α) для выбора шкалы скорости.

Для индикатора $t_{\text{в.з}}$ на шкаф КВ-92 поступает цифровой код, пропорциональный величине времени.

Передача информации от каждой ЦВМ происходит в строго определенной последовательности по группам. В одном цикле обмена УПП по первой программе шкаф КВ-92 принимает 14 групп цифровой информации и преобразует их в постоянное напряжение отклонения отметки, пропорциональное цифровому коду информации. Это преобразование осуществляется в двухканальном (вертикальном и горизонтальном каналах) преобразователе цифровой информации в напряжения.

Шкаф КВ-92 предназначен:

— для преобразования цифровой информации в напряжения индикации;

— для распределения информации между индикаторами кабины К-9;

— для формирования напряжений условных знаков 1, 2, 3, 4, 5, +, $\frac{1}{2}$.

В состав шкафа входят следующие блоки:

— блок коммутации и контроля КВ-911;

— блок преобразования цифровой информации в напряжение отклонения отметки по горизонтали КВ-9221;

— блок преобразования цифровой информации в напряжение отклонения отметки по вертикали КВ-92211;

— блок формирования и распределения импульсов подсвета КВ-923;

— блоки формирования опорных импульсных напряжений КВ-924 и КВ-925;

— блок формирования стробов селекции условных знаков КВ-926;

— блок формирования напряжений условных знаков КВ-927;

— блок управления включением и питания КВ-9201.

Функциональная схема шкафа КВ-92 представлена на рис. 256.

Блок КВ-921 предназначен для коммутации управляющих потенциалов, обеспечивающих индикацию информации на индикаторах $t_{\text{г}}$ — β , $t_{\text{г}}$ — H и $t_{\text{в.з}}$, работающих в различных режимах, а также для обеспечения автономной работы шкафа КВ-92 в режиме контроля. Он состоит из схем коммутации, выполненных на реле, и схем контроля.

Блок КВ-921 обеспечивает работу индикаторов кабины К-9 в пяти различных режимах. Причем для каждого режима работы отображается своя определенная информация.

1. Исходный режим. На экранах индикаторов $t_{\text{г}}$ — β и $t_{\text{г}}$ — H шкафа КИ-91 изображаются условные знаки стробов РПЦ1—РПЦ5. На экране индикатора $t_{\text{г}}$ — β шкафа КИ-94 изображаются условные знаки стробов РПЦ1 и яркостные отметки координат стробов РПЦ. При поступлении на блок КВ-921 команды из кабины К-2 «Неисправность РПЦ» (+26 в) стробы и другая информация неисправного РПЦ отображаться не будут.

2. Режим «Просчет цели». При поступлении из пульты оператора целераспределения (блока КР-961) в блок КВ-921 команды «Счет РПЦ» (+26 в) шкаф КВ-92 выдает напряжения отклонения и условные знаки на индикаторы. При этом на индикаторах $t_{\text{г}}$ — β и $t_{\text{г}}$ — H шкафа КИ-91 добавляется яркостная отметка цели, а на индикаторе $t_{\text{в.з}}$ появляется горизонтальная отметка времени.

3. Режим «Контроль цели». Этот режим возникает при поступлении в блок КВ-921 команды «Контроль РПЦ»

(+26 в) с блока КР-961. При этом на индикаторах $r_{\Gamma}-\beta$ и $r_{\Gamma}-H$ шкафа КИ-91 и индикатора $r_{\Gamma}-\beta$ шкафа КИ-94 пропадает предыдущая информация и изображаются знаки границ входа и выхода цели из зоны поражения, точка встречи и отметка цели; на шкале скорости индикатора $r_{\Gamma}-H$ появляется отметка скорости цели, а на индикаторе $t_{\Gamma, \Delta}$ — время до выхода цели из зоны пуска.

4. Режим «АС цели». При поступлении на блок КВ-921 команда «АС РПЦ» (+26 в) из кабины К-2 на экранах индикаторов $r_{\Gamma}-\beta$ и $r_{\Gamma}-H$ изображаются отметки сопровождаемой цели по данным РПЦ.

5. Режим «Контроль цели при АС». При поступлении на блок КВ-921 команд «АС РПЦ» (+26 в) и «Контроль РПЦ» (+26 в) на индикаторах $r_{\Gamma}-\beta$ и $r_{\Gamma}-H$ изображаются знаки границ зоны поражения, точка встречи, отметка цели, условный знак строба РПЦ, сопровождающей цель, скорость сопровождаемой цели. На индикаторе $t_{\Gamma, \Delta}$ изображается время выхода сопровождаемой цели из зоны пуска.

Команда «Счет РПЦ—РПЦ5» (+26 в) коммутируется блоком КВ-921 и подается в блок КВ-923, где формирует импульсы подсвета, которые высвечивают информацию на индикаторах в режиме «Прострел цели». Поступив в блок КВ-924, строб РПЦ позволяет сформировать команду «Не в зоне» при работе шкафа КВ-92 в режиме контроля.

Команда «АС РПЦ» (+26 в) запрашивает соответствующие реле Р37—Р41, и строб РПЦ поступает в блок КВ-923, где формируются импульсы подсвета, обеспечивающие работу индикаторов в режиме «АС РПЦ».

Аналогичная работа происходит по командам «Контроль РПЦ» (+26 в).

Для автономной работы шкафа КВ-92 в режиме контроля используются переключатели КОНТР. ЗНАКОВ и КОНТР. ВНУТР. Переключатель КОНТР. ЗНАКОВ позволяет получить на индикаторах соответствующий условный знак. Переключатель КОНТР. ВНУТР. обеспечивает составление контрольного цифрового кода, после преобразования которого электронный луч смещается в положение, зафиксированные переключателем ВПРАВО-ВЛЕВО — ВВЕРХ-ВНИЗ.

Блок КВ-922 предназначен для преобразования цифрового кода информации в напряжение отклонения отметки. Он состоит из 9-разрядного преобразователя, схемы смещения осей и шифратора контрольного кода.

Преобразование цифрового кода основано на суммировании тока на сопротивлениях, величины которых от разряда к разряду изменяются по двоичному закону $2^{N-n} R$ (N — число разрядов преобразователя, n — порядковый номер разряда).

Блок может работать в режиме «БР» и «РК».

В режиме «БР» разрешающий потенциал «ЦВМ» открывает вентиль-усилитель (ИЛИ) для импульсов цифрового кода, поступающих с УПП на триггер предварительной записи.

В режиме «РК» разрешающий потенциал «К» открывает вентиль-усилитель (ИЛИ1—ИЛИ9) для импульсов контрольного кода, поступающих с шифратора контрольного кода.

Десятиразрядный преобразователь преобразует цифровой код информации в напряжение, пропорциональное цифровому коду. Он состоит из триггеров предварительной записи, исполнительных триггеров и электронных ключей (K_i , K_j).

Цифровая информация, записанная в триггерах предварительной записи, переписывается в исполнительные триггеры с

приходом импульса списывания ($\sqrt{16}$). Исполнительные триггеры управляют электронными ключами, подключающими выходные сопротивления к источнику напряжения или к «земле». Если один из разрядов исполнительного триггера находится в единичном состоянии, то замыкается ключ K_i и сопротивление подключается к источнику напряжения +10 в, а если в нулевом состоянии, то замыкается ключ K_j , подключающий сопротивление к «земле». Если цифровой код информации имеет отрицательное значение, то единица записывается в знаковый разряд преобразователя, который через ключ K_1 подключает сопротивление к источнику напряжения —10 в, и с выхода преобразователя снимается отрицательное напряжение.

Так как начало координат индикаторов $r_{\Gamma}-H$ и $t_{\Gamma, \Delta}$ находится в левом нижнем углу, то в блоке КВ-922 имеется схема смещения осей, которая выдает отрицательное напряжение, отклоняющее электронный луч на $1/2$ максимального отклонения по горизонтали и на $1/4$ по вертикали. Запуск схемы смещения осей осуществляется импульсом $\sqrt{16}$ в момент прихода информации для индикаторов $r_{\Gamma}-H$ и $t_{\Gamma, \Delta}$.

С выхода блоков КВ-922 напряжение отклонения отметки по горизонтали и вертикали поступает в блок формирования отклоняющих токов КИ-991 шкафа КИ-91.

Шифратор контрольного кода формирует цифровой код в режиме контроля, величина которого зависит от положения переключателей КОНТР. ВНУТР. блока КВ-921 или КОНТР. ВНЕШН. блока КИ-931 шкафа КИ-91.

Блок КВ-923 предназначен для формирования и выдачи импульсов подсвета отметок и условных знаков. Он состоит из схемы формирования стробов РПЦ ($T_{\Gamma 1}-T_{\Gamma 5}$), III счетчика с потенциальным дешифратором, схемы селекции импульсов подсвета, кодирующей схемы смещения и схемы формирования импульсов запуска схемы смещения осей.

Схема формирования стробов РПЦ формирует стробы, определяющие номер РПЦ, от которого поступает информация для преобразования. На схему в режиме «БР» поступают импульсы «Начало РПЦ» с УПП, а в режиме «Контроль» подается импульс ∇ I с блока КВ-921. Сформированные стробы РПЦ1—РПЦ5 поступают в блок КВ-926, где селективируют импульсы, формирующие соответствующий условный знак строга РПЦ. Пройдя схемы коммутации блока КВ-921, стробы РПЦ поступают на кодирующую схему смещения и на схему формирования сигнала «Не в зоне».

Кодирующая схема смещения формирует цифровой код и выдает его на блок КВ-922 (ПЦН вертикального отклонения). Если информацию времени выдает ЦВМ первого РПЦ, то строб РПЦ1 сформирует такой код, который после преобразования сместит по вертикали отметку времени на индикаторе $t_{в.з}$ к уровню первого РПЦ. Код смещения формируется в момент прихода строга девятой шины III счетчика, определяющего время прихода информации времени, и импульса ∇ 16.

Четырехразрядный III счетчик с потенциальным дешифратором формирует стробы ∇ 1— ∇ 14, «привязанные» по времени к каждой группе информации, поступающей для преобразования. Запуск III счетчика осуществляется импульсами ∇ I, которых в одном цикле обмена 14. Для того чтобы III счетчик считал до 14 (а не до 15), он обнуляется импульсами «Начало РПЦ1—РПЦ5». На выходных шинах дешифратора последовательно, в соответствии с числом, записанным в III счетчике, появляются стробы, которые поступают на схему селекции импульсов подсвета.

Схема селекции импульсов подсвета выдает импульсы подсвета отметок и условных знаков на индикаторы в соответствии с поступающими группами информации.

Схема формирования импульсов запуска схемы смещения осей пропускает импульс ∇ 16 в момент прихода групп информации для индикаторов $t_{г.н}$ и $t_{в.з}$. Селекция импульсов ∇ 16 происходит стробами 2, 4, 6, 8, 9, 10, 12, 14-й шин III счетчика, определяющими время прихода информации для этих индикаторов. Отселектированный импульс ∇ 16 поступает в блоки КВ-922.

Блоки КВ-924 и КВ-925 предназначены для формирования опорных импульсных напряжений, синхронизирующих все

процессы, связанные с приемом, преобразованием и воспроизведением каждой группы информации.

Блоки включают следующие основные элементы:

- кварцевый генератор импульсов частоты 200 кГц;
- схему запуска I счетчика (T_1 , T_2);
- I счетчик;
- II счетчик с потенциальным дешифратором;
- схему формирования сигнала «Не в зоне»;
- схему селекции импульсов стробами дешифратора.

Импульсное напряжение с частотой 200 кГц ($T=5$ мксек) поступает на схему запуска I счетчика (BV_1 , T_1 и T_2). При работе шкафа КВ-92 в режиме «БР» импульсы частоты 200 кГц проходят через вентиль BV_1 , открытый по потенциальному входу потенциалом, поступающим с выхода триггера T_2 ; в режиме контроля вентиль BV_1 открывается для импульсов частоты 200 кГц потенциалом « ∇ I, К», поступающим с выхода триггера T_1 .

Рассмотрим работу блоков в режиме «БР».

При установке тумблера БР—РК блока КВ-921 в положение «БР» триггер T_1 устанавливается импульсами частоты 200 кГц в положение, при котором выходной потенциал « ∇ I ЦВМ» открывает усилитель для импульсов уведомления, поступающих с УПП. Поступивший импульс уведомления переводит триггер T_2 в нулевое состояние и тем самым открывает вентиль BV_1 . Импульсы частоты 200 кГц поступают на запуск I счетчика. Двухразрядный I счетчик делит частоту 200 кГц на 4. Перепады напряжения с выхода 1-го и 2-го разрядов счетчика поступают на схемы совпадения Cn_1 и Cn_2 , которые производят выделение двух рядов импульсов частоты 50 кГц. Причем импульсы второго ряда сдвинуты относительно импульсов первого ряда на 15 мксек. Импульсы первого ряда запускают II счетчик, а из импульсов второго ряда формируются пачки импульсов подсвета знака, состоящие из 11 импульсов.

II счетчик является 6-разрядным. Он считает импульсы частоты 50 кГц от 1 до 40. Перепады напряжения с выходов II счетчика поступают на потенциальный дешифратор, где преобразуются в строб, появляющийся последовательно на 17 выходных шинах в соответствии с номером импульса, поступающего на запуск II счетчика. Стробы дешифратора поступают на схему селекции импульсов стробами дешифратора. При совпадении во времени строга дешифратора с импульсом частоты 50 кГц на выходе схемы селекции появляются следующие опорные импульсы:

- ∇ I — импульс запуска III счетчика;

$\sqrt{3}$ — импульс контрольного кода;

$\sqrt{16}$ — импульс выдачи с ПЦН напряжения отклонения отметки;

$\sqrt{27}$ — импульс подсвета отметки;

$\sqrt{28}, \sqrt{29} - \sqrt{39}$ — импульсы формирования напряжений условных знаков;

$\sqrt{40}$ — импульс конца подсвета линии времени на индикаторе $t_{в.з}$ и установки в нулевое состояние счетчиков, триггеров T_2 и T_3 и триггера 8-разрядного ПЦН.

Перечисленные импульсы задержаны относительно импульса уведомления на $t_{зд} = N_{имп} \cdot 20 \text{ мксек.}$ Так, импульс $\sqrt{16}$ задержан на 320 мксек, импульс $\sqrt{27}$ — на 540 мксек и т. д., а период повторения каждого импульса равен периоду повторения импульсов уведомления — 820—840 мксек.

Если цель находится вне зоны пуска, то с УПП вместе с информацией времени приходит импульс «Признак цель не в зоне» ($\sqrt{\text{ПЦЗ}}$), который формирует сигнал «Не в зоне».

Этот сигнал поступает на пульт оператора целераспределения, где загорается сигнальная лампа «Не в зоне» того РПЦ, который выдает информацию времени в данном цикле обмена.

Блок КВ-926 предназначен для селекции импульсов формирования напряжений условных знаков $\sqrt{28} - \sqrt{39}$. Он состоит из схемы формирования стробов селекции условных знаков 1, 2, 3, 4, 5, +, Δ и семи схем селекции 11 импульсов условных знаков.

На блок поступают стробы РПЦ1—РПЦ5 и стробы 1, 2, 5, 6, 11, 12, 13 и 14 с ПЦ счетчика блока КВ-923.

Блок КВ-926 выдает 11 импульсов условных знаков $\sqrt{28} - \sqrt{39}$ в момент прихода координат соответствующего условного знака на блоки КВ-922.

Так, в момент прихода на блоки КВ-922 координат дальней границы предельного участка зоны поражения на схему селекции 11 импульсов условного знака Δ поступит разрешающий потенциал, который откроет вентили В1—В11 для импульсов $\sqrt{28} - \sqrt{39}$. Отселектированные импульсы

поступают в блок КВ-927 на кодирующую схему условного знака.

Блок КВ-927 служит для формирования ступенчатых напряжений условных знаков. Он состоит из семи кодирующих схем условных знаков (шифраторов), 5-разрядного ПЦН знака по горизонтали и вертикали.

Условные знаки на экранах индикаторов образуются точками. Количество точек для всех условных знаков, кроме знака Δ , равно 11 (условный знак Δ состоит из 9 точек). Нужная форма условного знака на индикаторах получается в результате воздействия на электронный луч двух ортогональных отклоняющих напряжений, которые имеют ступенчатую форму, зависящую от конфигурации условного знака.

Кодирующая схема условного знака создает 5-разрядный цифровой код, пропорциональный величинам отклоняющих напряжений каждой точки условного знака. 5-разрядный цифровой код создается по каждому импульсу, поступающему с блока КВ-926, и выдается на преобразователь цифрового кода в напряжение отклонения электронного луча в положение каждой точки условного знака (ПЦН_{ан}).

Для исключения знакового разряда условные знаки формируются в третьем квадранте относительной системы координат X, Y. Началом этой системы координат являются координаты стробов РПЦ, точки встречи и границ зон поражения.

Чтобы переместить условный знак в начало относительной системы координат, применяется схема формирования напряжения смещения условных знаков, триггер которой запускается импульсом $\sqrt{28}$ и опрокидывается импульсом $\sqrt{40}$.

Ступенчатое напряжение отклонения луча по горизонтали и вертикали с блока КВ-927 выдается на блок формирования отклоняющих токов и далее на знаковые отклоняющие системы индикаторов блока КИ-931 шкафа КИ-91.

6. АППАРАТУРА УПРАВЛЕНИЯ

Аппаратура управления кабины К-9 включает аппаратуру управления и целераспределения по данным АСУРК-МА (ПБУ-200) — шкаф КИ-91, аппаратуру целераспределения группы целей в луче РПЦ — шкаф КИ-93 и аппаратуру целераспределения группы целей в секторе сканирования РПЦ — шкаф КИ-94.

Аппаратура управления и целераспределения по данным АСУРК-1МА (ПБУ-200)

Аппаратура управления и целераспределения по данным АСУРК-1МА (ПБУ-200) обеспечивает:

- индикацию состояния и боевых действий стрельбовых каналов;
- индикацию воздушной обстановки по данным АСУРК-1МА (ПБУ-200) и ЦВМ РПЦ;
- распределение целей между каналами и выдачу команд на обработку целеуказаний следящими системами РПЦ;
- выдачу команд на подготовку ракет и индикацию выполнения команд;
- формирование обратной информации для выдачи на АСУРК-1МА (ПБУ-200).

Аппаратура включает следующие устройства:

- блок включения и сигнализации КВ-961;
- блок светосигнального табло КВ-981М;
- блок индикаторов целераспределения КИ-931;
- пульт целераспределения КР-961;
- блок формирования отклоняющих токов для индикаторов целераспределения КИ-991;
- блок питания КИ-9101.

Блок включения и сигнализации служит для включения сигнала «Тревога», переключения основных режимов работы комплекса, сигнализации о включении источников питания стрельбовых каналов и их исправности (неисправности), дистанционного включения источников питания кабины К-9.

Переключатель основных режимов работы комплекса, расположенный на блоке, обеспечивает включение одного из трех режимов:

- «ЦУ» (целеуказание), при котором обеспечивается боевая работа комплекса;
- «ТР» (режим тренажера), при котором осуществляет тренировка операторов кабины К-9 и РПЦ;
- «ИЦ» (искусственная цель), при котором производится контроль функционирования комплекса.

При работе комплекса в любом из этих режимов блок КВ-961 обеспечивает возможность выдачи разрешения на проведение регламентного контроля (РК) по канал, из которого поступил сигнал «Неисправность».

Передняя панель блока КВ-961 представлена на рис. 257.

Блок индикаторов целераспределения по данным АСУРК-1МА (ПБУ-200) обеспечивает:

- визуальное наблюдение за положением стробов пяти РПЦ, т. е. точек пространства, в которые направлены антенны РПЦ и их следящие системы по дальности;

— визуальное наблюдение отметок целей, границ зон поражения, точки встречи ракеты с целью, времени до выхода цели из зоны пуска, высоты и радиальной скорости цели;

— визуальное наблюдение процесса обработки РПЦ целеуказаний и момента перехода на автоматическое сопровождение цели (АС).

В состав блока КИ-931 входят три индикатора:

- план-индикатор с полярными координатами «Дальность — Азимут» (r — β);

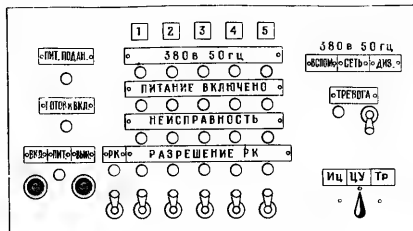


Рис. 257. Передняя панель блока КВ-961

— индикатор высоты с координатами «Горизонтальная дальность — Высота» (r — H); на индикаторе имеются скоростные шкалы, обеспечивающие индикацию радиальной скорости цели в диапазонах 0—100 м/сек и 0—1000 м/сек;

— индикатор времени, оставшегося до выхода цели из зоны пуска ($t_{в.з.}$).

С индикатором времени совмещено люминесцентное табло, обеспечивающее индикацию режима «АС» и подсвет шкалы времени.

Внешний вид индикаторов показан на рис. 258.

План-индикатор и индикатор высоты включают:

- электроннолучевые трубки типа 23ЛК41 с двумя независимыми отклоняющими системами; одна из отклоняющих систем используется для установки луча в точку экрана, соответствующую координатам отметки или знака, вторая — для вычерчивания контура знаков 1, 2, 3, 4, 5.

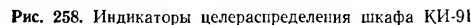
— схемы формирования импульсов подсвета;

— схемы регулировки яркости и фокуса.

В состав индикатора времени входят:

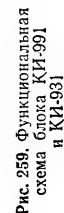
- электроннолучевая трубка 13ЛМ31В;

- Блок формирования отклоняющих токов** осуществляет преобразование напряжений отклонений отметок и знаков, поступающих со шкафа КВ-92, в токи отклонения. С этой целью в блоке имеются четыре предварительных усилителя, выходные усилители отклонения отметки по вертикали, выходные



Упрощенная функциональная схема блоков КИ-931 и КИ-991 изображена на рис. 259.

Напряжения отклонения отметок по вертикали и горизонтали поступают в блок КИ-991 на два предварительных усилителя, которые являются общими для трех индикаторов. Усиленные напряжения отклонения по горизонтали (вертикали) выдаются на выходные усилители тока, которые преобразуют напряжение отклонения в ток отклонения.



В схеме блока предусмотрены три выходных усилителя отклонения отметки по вертикали и три по горизонтали. Нагрузкой выходных усилителей являются отклоняющие системы трех индикаторов. При этом на индикаторах r_T — β и r_T — H отметки индицируются в виде яркостных точек, а на индикаторе времени — в виде светящихся линий. На каждый из индикаторов подаются напряжения отклонения всех отметок. Высвечивание отметок, свойственных каждому из индикаторов, обеспечивается коммутацией импульсов подсвета отметок, которые поступают со шкафа КВ-92 на управляющие электроды электроннолучевых трубок.

Полярность и величина напряжения отклонения могут изменяться. Это может привести к изменению напряжений на переходных емкостях и, следовательно, к изменению смещения на лампах. В итоге возникнут ошибки в воспроизведении координат на экранах индикаторов. Для устранения этого явления выходные усилители имеют схемы фиксации уровня (схемы биполярной привязки).

На время поступления информации лампа схемы биполярной привязки запирается, а во время отсутствия информации — открывается. При этом переходная емкость быстро разряжается через лампу и усилитель возвращается в исходное состояние. Отпирание лампы схемы биполярной привязки обеспечивается импульсами, вырабатываемыми схемой формирования импульсов управления.

Напряжения формирования знака по вертикали и горизонтали со шкафа КВ-92 также поступают на два предварительных усилителя а затем на выходные усилители. Нагрузкой выходных усилителей являются знаковые отклоняющие системы индикаторов r_T — β и r_T — H .

Магнитное поле, образующееся катушками отклоняющих систем, в результате прохождения по ним токов сложной формы вычерчивает на экране условные знаки (1, 2, 3, 4, 5, $+$). Подсвет каждого элемента знака осуществляется импульсами, поступающими со шкафа КВ-92.

Пульт целераспределения обеспечивает: индикацию готовности пяти каналов к боевой работе, сигналов «Готовить ракеты», «Цель не в зоне» и «Исправность цифровых линий связи»; распределение пяти целей между каналами на просчет и выдачу команды на обработку ЦУ следящими системами РПЦ; включение режима «Контроль» любого из пяти огневых каналов; выдачу в каналы команд на подготовку ракет и индикацию прохождения подготовки; сигнализацию пуска ракет по каналам; формирование обратной информации, поступающей на АСУРК-1МА.

Внешний вид пульта представлен на рис. 260.

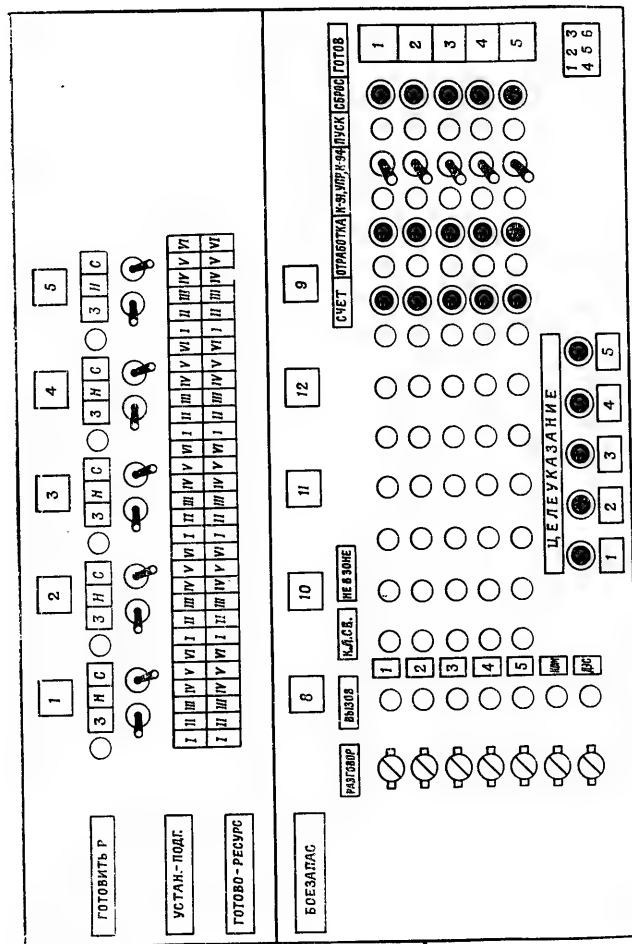


Рис. 260. Пульт целераспределения КР-961

Сигналы «Готовить Р», «Цель не в зоне» и «Исправность цифровых линий связи» поступают на пульт с РПЦ1—РПЦ5.

Распределение пяти целей между каналами производится одновременным нажатием соответствующих кнопок ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ и СЧЕТ. При этом на шкаф КВ-91 поступает импульс «Строб ЦУ РПЦ1—РПЦ5», который обеспечивает формирование кода операции обмена. Одновременно на шкафу Р-1М поступает команда, определяющая формирование обратной информации «№ цели передан такому-то каналу». Индикатором выдачи цели на просчет каналу является сигнальная лампа, расположенная в перекрестии соответствующих кнопок. При повторном нажатии кнопки СЧЕТ выдается на шкаф КВ-92 команда «Контроль РПЦ1—РПЦ5» (+26 в) и команда «Контроль обший», обеспечивающая поступление со шкафа КВ-92 на блок индикаторов вторичной информации только за один канал.

Нажатием кнопки ОТРАБОТКА ЦУ на РПЦ1—РПЦ5 выдается команда «Вкл. ЦУ РПЦ1—РПЦ5» (+26 в). При этом загорается мигающим светом сигнальная лампа ОТРАБОТКА ЦУ. С окончанием отработки ЦУ лампа загорается ровным светом.

Выдача команд на подготовку ракет в стрельбовые каналы производится с помощью тумблеров ГОТОВИТЬ 3 (Н) и ГОТОВИТЬ С (готовить ракету со спецзарядом).

Индикация установки ракеты на подготовку, процесса подготовки, окончания подготовки и готовности ракеты к пуску обеспечивается шестью табло УСТАН. ПОДГОТ. и шестью табло ГОТОВО РЕСУРС (поканально). Соответствующие нажатия на табло поступают из кабины К-2.

Учет боезапаса производится специальными счетчиками. При пуске ракеты с РПЦ1—РПЦ5 поступает команда «Отрыв РПЦ1—РПЦ5» (+26 в), которая сбрасывает единицу показаний счетчика и включает цепь питания лампы ПУСК. Одновременно гаснет табло ГОТОВО РЕСУРС соответствующей ПУ.

Нажатием кнопки СЧЕТ 1 (2—5) и соответствующих кнопок, расположенных на передней панели пульта, осуществляется формирование и выдача на АСУРК-1МА (ПБУ-200) следующих донесений:

- «Цель групповая, количество целей в группе»;
- «Отказ от ЦУ»;
- «Канал освобожден».

Снятие целеуказания с канала производится нажатием кнопки СБРОС.

В процессе боевой работы может возникнуть необходимость применения режима «Ведущий—Ведомый». В этом случае управление РПЦ передается на шкаф целераспределе-

ния в секторе сканирования (КИ-94). Передача управления осуществляется постановкой тумблеров УПРАВЛЕНИЕ 1 (2—5) в положение «КИ-94».

На пульте целераспределения располагается также коммутационная часть громкоговорящей связи, которая позволяет осуществлять ГГС с ПБУ, кабинами К-2 и ДЭС.

Рассмотрим изображение, наблюдаемое на индикаторах на различных этапах боевой работы.

1. Исходный режим — стрельбовые каналы к боевой работе готовы.

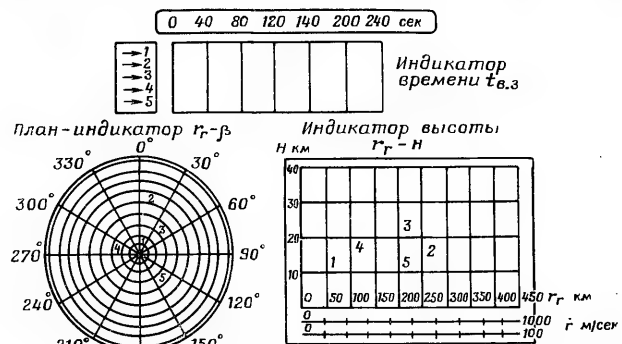


Рис. 261. Картина, наблюдаемая на индикаторах шкафа КИ-91 в исходном режиме

На план-индикаторе и индикаторе высоты индицируются стробы пяти РПЦ (рис. 261).

2. Режим просчета цели устанавливается одновременным нажатием кнопок ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ и СЧЕТ на пульте КР-961.

В этом режиме на план-индикаторе и индикаторе высоты индицируются стробы пяти РПЦ и отметки целей, а на индикаторе времени в виде горизонтальной линии — время, оставшееся до выхода целей из зоны пуска, $t_{в.з}$ (рис. 262).

3. Режим отработки целеуказания устанавливается нажатием кнопки ОТРАБОТКА ЦУ.

При этом индицируется та же информация, что и в режиме просчета цели, только отметки стробов перемещаются к назначенным целям.

4. Режим контроля обеспечивается повторным нажатием кнопки СЧЕТ контролируемого канала (рис. 263).

В этом режиме на экранах индицируется только информация данного канала.

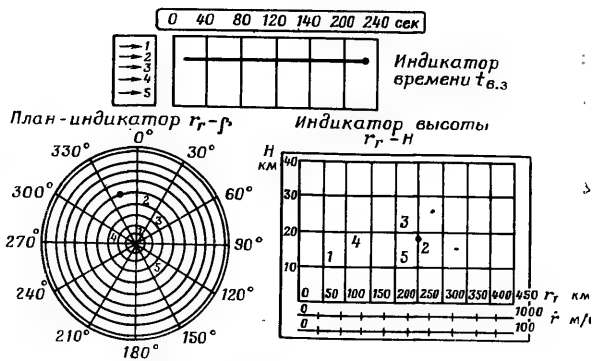


Рис. 262. Картина, наблюдаемая на экранах индикаторов шкафа КИ-91 после подсчета цели ЦВМ РПЦ

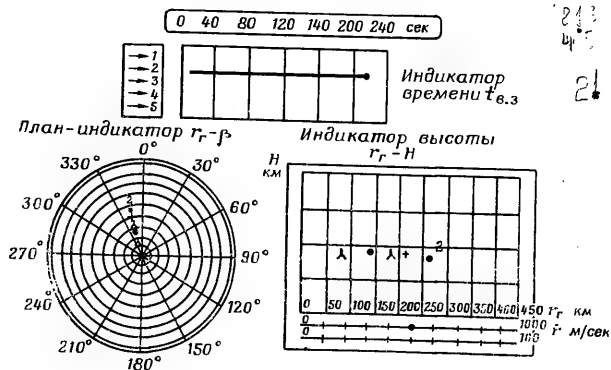


Рис. 263. Картина, наблюдаемая на экранах индикаторов шкафа КИ-91 в режиме контроля РПЦ2 при АС

В режиме контроля до АС на экранах индикаторов $r_t - \beta$, $r_t - H$ индицируются условные знаки стробов РПЦ, цели, точки встречи, границ зоны поражения. На шкале скорости индикатора $r_t - H$ индицируется отметка радиальной составляющей скорости, а на индикаторе $t_{в.з}$ — время.

В режиме контроля при АС РПЦ индицируется та же информация, что и в режиме контроля до АС и дополнительно знак и отметка строба РПЦ.

Аппаратура целераспределения группы целей в луче РПЦ

Аппаратура шкафа КИ-93 обеспечивает:

- индикацию цели или группы целей в луче любых двух РПЦ на двух индикаторах «Дальность — Скорость» $r - \dot{r}$;
- распределение целей в группе между стрельбовыми каналами;
- формирование импульсных напряжений для работы шкафов КИ-93 и КИ-94 в режиме регламентного контроля.

Целераспределение в луче осуществляется в случае, когда после обработки ЦУ следящими системами РПЦ на экране индикатора «Дальность — Скорость» будет обнаружена группа целей.

В состав аппаратуры шкафа входят следующие устройства:

- блок автономной проверки шкафов КИ-930;
- блок индикаторов целераспределения КИ-935;
- пульт целераспределения КР-966;
- блок питания КИ-9301.

Кроме указанных устройств в шкафу установлены два блока сопряжения с РЛС П-14 КР-968 и КР-998.

Блок индикаторов целераспределения обеспечивает одновременную индикацию целей в луче любых двух из пяти РПЦ на двух индикаторах «Дальность — Скорость». Каждый из индикаторов блока аналогичен соответствующему индикатору «Дальность — Скорость» кабины К-2. Внешний вид индикатора показан на рис. 264.

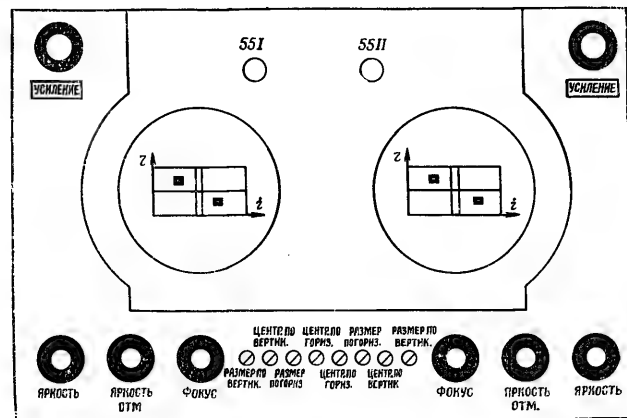


Рис. 264. Передняя панель индикатора «Дальность — Скорость» блока КИ-935

Два индикатора кабины К-9 создают возможность распределения групповой цели в луче РПЦ.

Импульсные напряжения, необходимые для работы индикаторов, поступают непосредственно с РПЦ. С помощью двух переключателей РПЦ1 — РПЦ5, расположенных на блоке КР-966, любой из двух индикаторов может быть подключен к любому из пяти РПЦ.

На блок индикаторов целераспределения через переключатели РПЦ1 — РПЦ5 с РПЦ поступают положительные смешанные импульсы напряжения запуска разверток, содержащие импульсы гашения обратного кода развертки скорости, импульсы запуска и срыва развертки дальности, импульсы запуска 40 кГц.

По отдельным цепям поступают метки дальности и метки скорости, сигнал обзора и импульсы срыва 40 кГц.

Каждый из индикаторов включает электроннолучевую трубку 13ЛМ56И, схему формирования развертки скорости, схему формирования развертки дальности, схему формирования импульсов гашения, схему формирования меток наведения и схему усиления сигнала обзора.

На экранах индикаторов создается растр. Строчная развертка (горизонтальная) синхронна с обзором по скорости фильтров канала приемника обзора. Кадровая развертка (вертикальная) синхронна с движением кода обзора по дальности.

Функциональная схема блока индикаторов целераспределения показана на схеме рис. 265.

Положительные смешанные импульсы напряжения разверток через переключатель РПЦ1 — РПЦ5 поступают на схемы блока. Амплитудно-временные селекторы на входе каждой схемы формирования обеспечивают выделение из смешанного напряжения только тех импульсных напряжений, которые необходимы для запуска данной схемы.

Схема формирования развертки скорости предназначена для создания горизонтальной развертки скорости. Селектор импульсов запуска развертки скорости выделяет из смешанного импульсного напряжения импульсы гашения обратного хода частотой $f = 400$ гц, длительностью $\tau = 250$ мксек и амплитудой $u = 10$ в. Эти импульсы запускают генератор обратного хода развертки скорости, который формирует импульсы длительностью $\tau = 175$ мксек. Импульсы длительностью $\tau = 175$ мксек поступают на схему формирования пилообразного напряжения развертки скорости, обеспечивая формирование пилы. Сформированное пилообразное напряжение развертки скорости поступает на сетки ламп выходного усилителя тока, нагрузкой которого являются горизонтально-отклоняющие катушки. В результате прохождения по катушкам тока, изменяющегося по закону пилы, электрон-

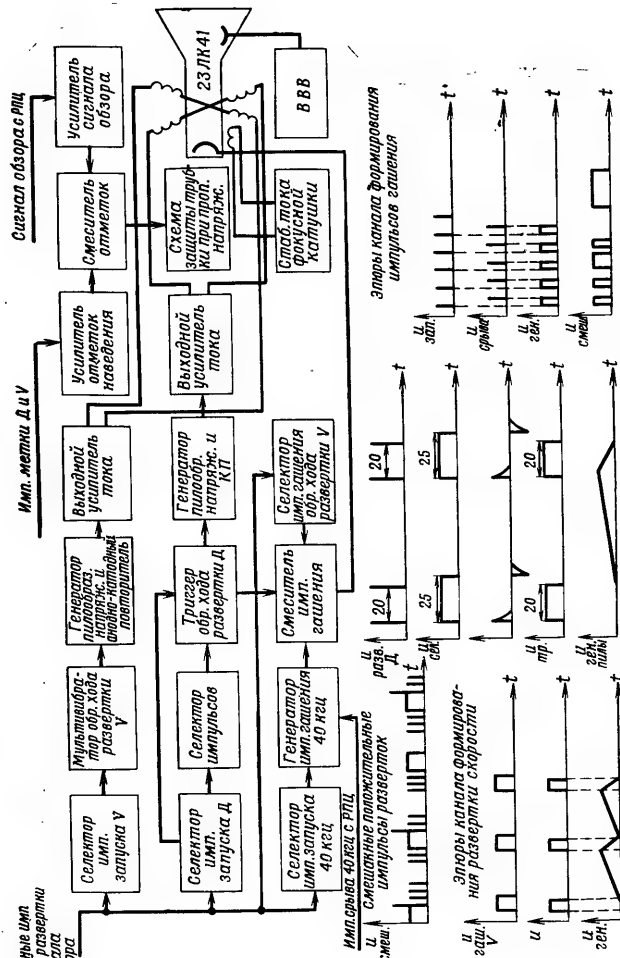


Рис. 265. Функциональная схема блока КИ-935

ный луч вычерчивает на экране трубки развертку скорости с частотой $f_1 = 400$ гц и периодом $T = 2,5$ мсек.

Схема формирования развертки дальности формирует вертикальную развертку дальности. Селектор на входе схемы выделяет из смешанного импульсного напряжения импульсы запуска и срыва развертки дальности, следующие с частотой $f_1 = 10$ гц; амплитуда импульсов $u = 22$ в. Импульс запуска отстает от импульсов срыва на время $T = 20$ мсек. Отселектированные импульсы запуска выделяются селектором 1-го импульса, что необходимо для запуска генератора импульсов гашения обратного хода развертки дальности. Генератор формирует импульсы длительностью $\tau = 20$ мсек, которые поступают на генератор пилообразного напряжения развертки дальности, обеспечивая формирование пилы. Пилообразное напряжение подается на выходной усилитель тока, нагрузкой которого являющиеся вертикально-отклоняющие катушки. В результате электронный луч вычертит на экране трубки развертку дальности с частотой $f_1 = 10$ гц и периодом $T = 100$ мсек.

Схема формирования импульсов гашения обеспечивает формирование и смещение импульсов гашения обратного хода разверток дальности и скорости и импульсов частотой 40 гц и длительностью $\tau = 10-12$ мсек гашения переходных процессов, возникающих при переключении фильтров прismsника обзора.

Селекторы на входе схемы выделяют из смешанного импульсного напряжения импульсы запуска частотой 40 кц и импульсы обратного хода развертки скорости. Импульсы запуска частотой 40 кц поступают на запуск генератора импульсов гашения частотой 40 кц. На этот же генератор поступают импульсы срыва частоты 40 кц, задержанные относительно импульсов запуска на $10-12$ мсек. В результате генератор вырабатывает 90 импульсов гашения (по числу фильтров) длительностью $10-12$ мсек, которые поступают на смеситель импульсов гашения. На этот же смеситель подаются импульсы гашения обратного хода развертки скорости и импульсы гашения обратного хода развертки дальности с периодом повторения 20 мсек.

С выхода смесителя смешанные положительные импульсы гашения поступают на катод электроннолучевой трубки, что приводит к гашению луча в необходимых моменты времени.

Схема формирования меток наведения обеспечивает высвечивание на экране метки дальности и двух меток скорости. Положительные смешанные напряжения меток дальности и скорости поступают на усилители, а затем через катодные повторители—на управляющий электрод трубки, подсвечивая соответствующие линии развертки.

Схема усиления сигнала обзора обеспечивает высвечивание на экране отметки цели. Синусоидальное напряжение сигнала обзора поступает на усилитель-ограничитель, затем на смеситель, имеющий настроенный контур, способствующий выделению сигнала частоты $f_c = 330$ кц. Напряжение сигнала совместно с метками дальности и скорости поступает на управляющий электрод трубки.

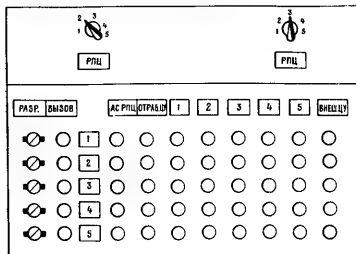


Рис. 266. Пульт целераспределения КР-966

Пульт целераспределения предназначен для сигнализации о режимах работы РПЦ, для подключения одного из двух индикаторов к любому из пяти РПЦ и для осуществления ГГС с пятью РПЦ.

Внешний вид пульта показан на рис. 266.

Схема сигнализации пульта включает в себя 25 ламп светового поля, которые могут индировать целераспределение по данным внешнего ЦУ на пульте КР-961, либо назначение ведущего и ведомых РПЦ на пульте КР-964. В первом случае тумблеры УПРАВЛЕНИЕ пульта КР-961 устанавливаются в положение «КИ-94», во втором случае—в положение «КИ-94». Если одна из ламп ВНЕШН. ЦУ горит, то это означает, что РПЦ управляется с пульта КР-961.

Сигнализация о режимах работы РПЦ («Обработка ЦУ», «АС РПЦ») обеспечивается соответствующими лампами, расположенными под шильдиками «Обработка ЦУ» и «АС РПЦ».

В пульте располагаются также коммутационная часть ГГС и два переключателя РПЦ на пять положений каждый.

При распределении целей в луче РПЦ левый индикатор подключается к РПЦ, обнаружившему группу целей, а правый индикатор — к ведомому РПЦ (см. рис. 264). Сравнивая изображения, наблюдаемые на двух индикаторах, оператор целераспределения в луче по ГГС распределяет цели между каналами. Наведение считается законченным после того, как отметки целей на индикаторах переместятся в перекрестие, образованное двумя вертикальными метками скорости и деленной пополам меткой дальности.

Аппаратура целераспределения группы целей в секторе сканирования РПЦ

Аппаратура шкафа КИ-94 обеспечивает оценку воздушной обстановки в секторе сканирования РПЦ на индикаторах «Азимут — Скорость» ($\beta - \dot{r}$) и распределение групповых целей между РПЦ в режиме «Ведущий — Ведомый».

Целераспределение в секторе сканирования производится при поступлении целеуказаний от РЛС П-14 по радиосетям РТВ или по телефону с АСУРК-1МА (ПБУ-200), т. е. во всех случаях грубого целеуказания.

В состав аппаратуры шкафа КИ-94 входят следующие устройства:

- блок индикаторов целераспределения КИ-934;
- блок формирования напряжений для индикатора целераспределения КИ-994;
- пульт целераспределения КР-964;
- блок питания КИ-9101;
- блок ВИКО РЛС П-14 и план-индикатор $r_t - \beta$ КИ-938.

Блок индикаторов целераспределения предназначен для одновременной индикации целей в секторе сканирования любых двух из пяти РПЦ на двух одинаковых индикаторах $\beta - \dot{r}$. Индикаторы блока аналогичны соответствующим индикаторам $\beta - \dot{r}$ кабины К-2.

Наличие двух индикаторов в кабине К-9, каждый из которых может быть подключен к любому РПЦ, обработавшему ЦУ по группе целей, создает возможность распределения целей в группе между РПЦ.

На экране индикатора наблюдается трехступенчатый растр в режиме поиска по скорости. Строчная развертка горизонтальна и синхронна с опросом по скорости «гребенки» фильтров приемника обзора. Кадровая развертка вертикальна и синхронна с качанием антенны по азимуту.

Импульсные напряжения, необходимые для работы индикаторов, поступают непосредственно с РПЦ.

Внешний вид индикатора $\beta - \dot{r}$ показан на рис. 267, а его функциональная схема — на рис. 268.

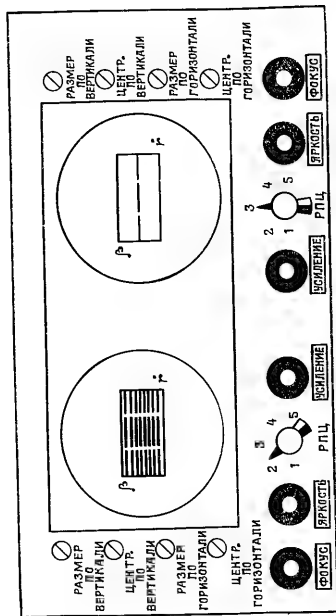


Рис. 267. Передняя панель индикатора «Азимут — Скорость» блока КИ-934

С помощью двух переключателей РПЦ — РПЦ5 любой из двух индикаторов может быть подключен к любому РПЦ.

С РПЦ — РПЦ5 на переключатели поступают следующие напряжения: сигнал цели (сигнал обзора), напряжение азимутальной развертки, команда включения поиска по скорости (+26 в), смешанные положительные импульсы запуска разверток индикаторов, двоянные импульсы срыва развертки поиска и импульсы срыва 40 кГц.

Первые три напряжения с переключателя поступают непосредственно в блок КИ-934.

В состав блока КИ-934 входят следующие устройства: электроннолучевые трубки 18ЛМ36В, схемы формирования развертки азимута, схемы формирования развертки скорости, усилители сигнала обзора и вспомогательные схемы.

Остальные три перечисленные напряжения поступают в блок формирования напряжений для индикаторов целераспределения КИ-994.

Блок КИ-994 включает схемы формирования напряжения поиска, схему формирования импульсов обратного хода развертки скорости, схему формирования импульсов гашения развертки скорости и смеситель импульсов гашения.

В блоке КИ-994 формируются трехступенчатое напряжение поиска по скорости, импульсы обратного хода развертки скорости и импульсы гашения, поступающие в блок КИ-934.

Рассмотрим упрощенную функциональную схему индикаторной аппаратуры «Азимут—Скорость». Получение трехступенчатого раstra в режиме включенного поиска по скорости обеспечивается схемой формирования напряжения поиска. Селектор импульсов запуска частотой 10 кГц выделяет из смешанного импульсного напряжения двоянные импульсы запуска развертки поиска. Отселектированные импульсы запускают блокинг-генератор, который формирует импульсы положительной полярности, запускающие генератор импульса I ступени (мультивибратор). При наличии команды «Вкл. поиск по скорости» (+26 в) на генератор импульса срыва поступают двоянные импульсы срыва развертки поиска. Первый импульс срыва задержан относительно первого импульса запуска на 40 мсек. С выхода генератора импульса срыва отрицательный импульс срыва поступает на генератор импульса I ступени. В результате генератор импульса I ступени формирует импульс длительностью 40 мсек.

Задний фронт импульса I ступени запускает генератор импульса II ступени. Срыв генератора импульса II ступени также обеспечивается двоянными импульсами срыва, поступающими с генератора импульса срыва и задержанными на 30 мсек.

Генератор импульса II ступени вырабатывает импульсы длительностью $t_2 = 30$ мсек. Задний фронт импульса генера-

тора II ступени запускает генератор импульсов III ступени. На срыв генератора поступают импульсы запуска отрицательной полярности с генератора импульсов частоты 10 кГц. Таким образом формируется импульс длительностью $t_3 = 30$ мсек.

С выходов генераторов импульсов II и III ступеней импульсы поступают на смеситель-ограничитель и далее в виде сформированного ступенчатого напряжения поиска в блок КИ-934 на смеситель для сложения с пилообразным напряжением развертки скорости.

При отсутствии команды «Вкл. поиск по скорости» генератор импульса II ступени заперт напряжением —150 в и с выхода смесителя-ограничителя выдается постоянное напряжение, равное по величине II ступени, т. е. на индикаторе наблюдается одноступенчатый растр, соответствующий среднему диапазону частот.

Развертка скорости создается схемой формирования развертки скорости. Селектор на входе схемы выделяет из смешанного импульсного напряжения импульсы гашения обратного хода развертки скорости длительностью $t = 250$ мсек. Дальнейшая работа схемы разъяснялась при рассмотрении блока КИ-935.

Сформированный в схеме импульс длительностью $t = 175$ мсек подается в блок КИ-934 на вход генератора напряжения развертки скорости, который вырабатывает пилообразное напряжение. С выхода генератора это напряжение поступает в смеситель, где суммируется со ступенчатым напряжением поиска.

Суммарное напряжение выдается на усилитель тока развертки скорости. Нагрузкой усилителя являются катушки горизонтальной (строчной) развертки. Пилообразный ток, протекающий через катушки, перемещает пятно на экране в горизонтальном направлении, образуя ступенчатую развертку скорости.

Схема формирования импульсов гашения работает следующим образом. Селекторы на входе схемы выделяют из смешанного импульсного напряжения импульсы обратного хода развертки скорости и импульсы запуска частоты 40 кГц. Импульсы частоты 40 кГц поступают на запуск генератора импульсов гашения частоты 40 кГц. На срыв генератора по отдельной цепи подаются импульсы срыва частоты 40 кГц, задержанные относительно импульсов запуска на 10—12 мсек. Генератор формирует импульсы длительностью в 10—12 мсек, которые поступают на смеситель импульсов гашения. Туда же поступают импульсы гашения обратного хода развертки скорости ($t = 250$ мсек).

При наличии поиска по скорости необходимо сформировать импульсы гашения развертки поиска. Эти импульсы формируются генератором импульсов длительностью 20 мсек.

На запуск этого генератора поступает импульс, образованный задним фронтом импульса генератора III ступени. Срыв генератора обеспечивается 2-м импульсом запуска, поступающим с блокинг-генератора и задержанным относительно импульса запуска на 20 мсек.

Сформированный импульс длительностью $\tau = 20$ мсек поступает на смеситель. С выхода смесителя положительные смешанные импульсы гашения выдаются на катод электроннолучевой трубки. При отсутствии поиска по скорости генератор не работает, так как на него не поступают импульсы запуска.

Получение азимутальной развертки раstra обеспечивает усилитель тока развертки по азимуту. Напряжение развертки по азимуту по отдельной цепи поступает на усилитель тока развертки. Нагрузкой усилителя являются вертикально-отклоняющие катушки. Под действием магнитного поля вертикально-отклоняющих катушек электронный луч перемещается по экрану вверх и вниз синхронно с качанием антенны по азимуту.

Сигнал обзора также поступает в схему по отдельной цепи. Схема обеспечивает его усиление, ограничение и выдачу на модулятор электроннолучевой трубки.

В блоке КИ-934 предусмотрены схема стабилизации фокусировки электронного луча и схема защиты трубки от прожигания в случае аварийных отключений питающих напряжений либо пропадания развертки скорости.

Пульт целераспределения обеспечивает:

- назначение ведущего РПЦ и подключение к нему ведомых РПЦ при распределении целей в группе в луче или секторе сканирования РПЦ;

- включение (выключение) местного управления ведомых РПЦ и выключение сканирования по ϵ ведущего РПЦ при целераспределении в секторе сканирования;

- осуществление ГГС с кабинами К-2.

Передняя панель пульта КР-964 показана на рис. 269.

На горизонтальной панели пульта располагаются: 5 световых табло, индицирующих номера ведущих РПЦ; 20 сигнальных ламп, сигнализирующих о номерах ведомых РПЦ; кнопки включения ведущих и ведомых РПЦ; кнопки выключения сканирования ведущего РПЦ по ϵ ; кнопки включения и выключения местного управления ведомых РПЦ; кнопки СБРОС; сигнальные лампы, индицирующие режимы работы РПЦ «Отработка ЦУ» и «АС РПЦ»; сигнальные лампы СВОБОДЕН, указывающие оператору, что управление РПЦ передано на пульт КР-964.

Выбор ведущего РПЦ и подключение к нему от одного до четырех ведомых РПЦ производится одновременным нажатием соответствующих кнопок ВЕДУЩИЙ и ВЕДОМЫЙ. При этом на шкаф КВ-91 поступает импульс «Строб ЦУ, РПЦ», который обеспечивает формирование кода операции обмена «Ведущий — Ведомый». Одновременно загорается табло ВЕДУЩИЙ и лампа, соответствующая ведомому РПЦ.

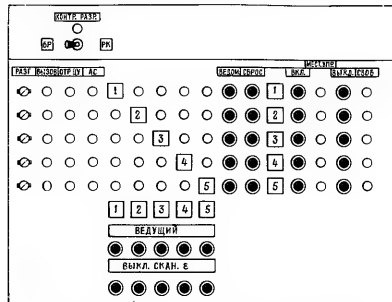


Рис. 269. Передняя панель пульта целераспределения КР-964

При нажатии кнопки ВЫКЛ. СКАН. ϵ из пульта на РПЦ выдается команда «ВЫКЛ. СКАН. ϵ » (+26 в), по которой антенны РПЦ будут сканировать только по азимуту.

Включение ведомого РПЦ на местное управление обеспечивается нажатием кнопки МЕСТ. УПР. ВКЛ. При этом снимается зависимость ведомого РПЦ от ведущего РПЦ и автоматически включается секторный поиск ведомого РПЦ по β . Если ведомый РПЦ не обнаружил переданную ему цель, то нажатием кнопки МЕСТ. УПР. ВЫКЛ. обеспечивается повторное подключение ведомого РПЦ к ведущему РПЦ.

Нажатием кнопки СБРОС обеспечивается отключение ведомого РПЦ от ведущего РПЦ и снятие всех сформированных команд.

В случае когда пульт используется для подключения ведомого РПЦ к ведущему РПЦ при целераспределении в луче РПЦ, действия оператора сводятся к нажатию кнопки

ВЕДУЩИЙ и **ВЕДОМЫЙ**. Если же группа целей обнаружена после секторного поиска по данным грубого ЦУ и требуется обеспечить целераспределение в секторе сканирования, то оператор после нажатия кнопок **ВЕДУЩИЙ** и **ВЕДОМЫЙ** подключает левый индикатор («Азимут - Скорость») к ведущему РПЦ, а правый — к ведомому РПЦ.

Обнаружив на экранах индикаторов, что на некотором угле места на движущейся по азимуту развертке скорости видна цель (цели), оператор нажатием кнопки **ВЫКЛ. СКАН.** останавливает сканирование по ρ ведущего РПЦ. Оба РПЦ продолжают сканирование по ρ . Кнопка удерживается в нажатом состоянии.

При одинаковых изображениях на экранах обоих индикаторов производится распределение целей в группе. Для этого оператор при переходе развертки через середину раstra на экране ведомого РПЦ нажатием кнопки **МЕСТ. УПР. ВКЛ.** включает местное управление ведомого РПЦ. При следующем сканировании антенны ведомого РПЦ и одинаковых изображениях на двух индикаторах оператор выдает по ГТС команду на захват одной из целей группы ведомым РПЦ, а с переходом ведомого РПЦ на АС нажатием кнопки **СБРОС** отключает ведомый РПЦ от ведущего РПЦ.

При захвате цели ведомым РПЦ по всем четырем координатам цель будет наблюдаться на экране индикатора в виде светящейся точки на средней строке раstra.

В кабине К-9 последнего выпуска внесены следующие изменения в пульт КР-964:

- кнопки выключающие сканирования по ρ заменены кнопками **ОТРАБОТКА ЦУ**;
- отсутствуют кнопки включения и выключения местного управления.

7. ЗАДАТЧИК ТРАЕКТОРИИ ИМИТИРУЕМЫХ ЦЕЛЕЙ (шкаф КФ-91)

Аппаратура шкафа предназначена для проведения тренировок с операторами кабины К-9 и РПЦ. Она обеспечивает возможность записи на магнитную ленту двойным кодом координат пяти целей и соответствующих им дополнительной информации и команд. Кроме того, аппаратура шкафа обеспечивает воспроизведение информации и выдачу ее в приемный тракт аппаратуры сопряжения. Запись программных лент производится в заводских условиях на специальном стенде. Однако аппаратура не исключает возможности записи и последующего воспроизведения реальной информации о целях, поступающей с АСУРК-1МА (ПБУ-200).

Шкаф включает следующие блоки: блок лентопротяжного механизма КФ-961, блок записи КФ-991, блок воспроизведения КФ-992 и блок питания.

Носителем записи является перфорированная магнитная лента типа 7БТ-35. Информация может быть записана (воспроизведена) при движении ленты в обе стороны. Время протяжки ленты в одну сторону 20 мин, скорость протяжки 200 мм/сек. Запись и воспроизведение информации обеспечиваются универсальными магнитными головками МГ-3 (МГ-4), выделенными в два блока по восьми головок в каждом. Стирание информации производится головками стирания МГ-1 (МГ-2).

Функциональная схема блоков записи и воспроизведения изображена на рис. 270.

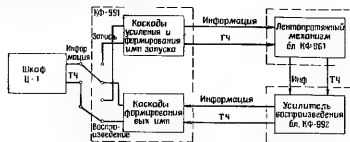


Рис. 270. Функциональная схема шкафа КФ-91

При включении режима работы комплекса «ТР» (тренажер) импульсные сигналы поступают из шкафа Ц-1 в блок КИ-991. Если при этом будет включен режим «Запись», то эти сигналы поступают в блок КИ-991 на схему формирования импульсов записи, которая обеспечивает усиление импульсов и расширение их длительности с 5 до 25 мксек. Расширение импульсов необходимо для качественной записи информации. Усиленные и сформированные сигналы поступают на обмотки головок записи.

При прохождении магнитной ленты надзором головки записи ее магнитное состояние будет изменяться в соответствии с законом изменения тока в головке записи. В результате отдельные участки ленты приобретают остаточную намагниченность. Запись может быть стерта пропусканием тока постоянного напряжения 26 в через головки стирания.

При воспроизведении происходит обратный процесс. Переменяясь надзором головки воспроизведения, магнитная лента создает переменный магнитный поток, который индуцирует в обмотке головки ЭДС, пропорциональную величине намагниченности пленки.

Каскады блока КФ-992 осуществляют усиление сигналов, а выходной усилитель и генератор импульсов блока КФ-991 обеспечивают ограничение, усиление и формирование импульсов информации положительной полярности, которые

поступают в шкаф Ц-1. В дальнейшем импульсы информации проходят по тем же цепям, что и при боевой работе.

Следовательно, на световом табло блока КБ-981М будут высвечиваться команды и дополнительная информация по целям, а координаты цели по команде старшего оператора целераспределения поступят в ЦВМ РПЦ. После просчета ЦВМ координат ($x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$) на индикаторы кабины К-9 будут выданы данные вторичной информации.

Одновременно в кабине К-2 осуществляется преобразование декартовых координат в сферические и экстраполяция сферических координат.

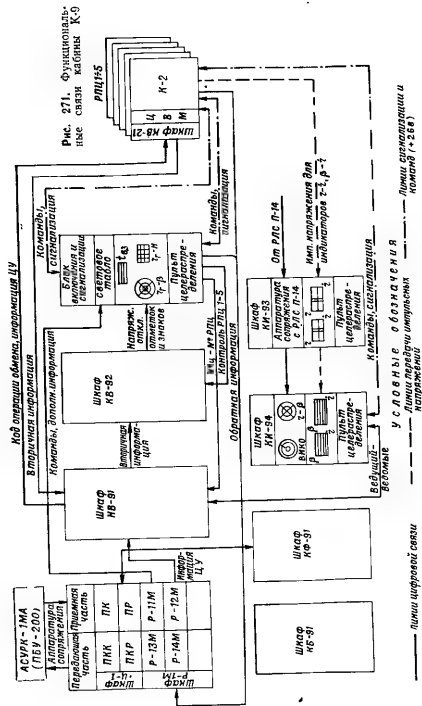
Сферические координаты используются для отработки целеуказаний следящими системами РПЦ и как исходные данные для работы имитатора цели, который вырабатывает сигналы имитируемых целей на промежуточной частоте для их дальнейшего ввода в приемные устройства РПЦ. В результате цель (цели) будет наблюдаться на индикаторах РПЦ и выносных индикаторах кабины К-9.

8. ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СВЯЗИ КАБИНЫ К-9

Схема функциональных связей кабины К-9 показана на рис. 271.

Для ведения боевой работы на комплексе переключатель режимов работы блока КВ-961 устанавливается в положение «ЦУ». При этом устройством приема-передачи (шкаф КИ-91) работает по первой программе, обеспечивая прием от ЦВМ РПЦ координат стробов следящих систем РПЦ и выдачу их в шкаф КВ-92. Аппаратура ПЦН шкафа КВ-92 преобразует координаты стробов в напряжения индикации и выдает их в виде импульсов напряжения в блок индикаторов цистернораспределения. В результате на экранах индикаторов r_1 , r_2 и r_3 — H будут наблюдаться условные знаки 1, 2, 3, 4, 5 в точках соответствующих положению следящих систем РПЦ.

Информация ЦУ из АСУРК-1МА (ПБУ-200) поступает в приемную часть аппаратуры сопряжения. Блоки приемной части шкафа Ц-1 (ПК и ПР) осуществляют преобразование фазомодулированного сигнала в импульсы напряжения, обнаруженные ФКН, преобразование последовательного кода в параллельный и запись информации ЦУ в накопители информации блока ПР. В дальнейшем из блока ПР информация ЦУ будет списана в блок преобразования информации (Р-12М), а номер цели, дополнительная информация и команды — в блок управления световым табло Р-11М.



В блоке Р-12М анализируется номер абонента и в случае его совпадения с номером, закрепленным за комплексом, в шкаф КВ-91 выдается сигнал готовности выдачи (СГВ), который обеспечит переключения УПП на работу по второй программе. В процессе работы по второй программе УПП семью импульсами опроса посылает списывает информацию целеуказания (№ ц, Пр. ЦУ; х; у; z; $\dot{x}$; $\dot{y}$; $\dot{z}$) из блока Р-12М в сдвигающий регистр (блоки КВ-915 и КВ-916).

Одновременно с выдачей СГВ в УПП блок Р-12М выдает импульс ИГВ1 в блок управления световым табло Р-11М. При этом дополнительная информация и команды из входного регистра блока Р-11М перенимаются в кассету, номер которой соответствует номеру принятого целеуказания. Триггеры, входящие в состав кассеты, запоминают информацию, а затем выдают ее на усилители, обеспечивающие замыкание целей сигнальными ламп ячеек светового табло КВ-981.

С поступлением команд и дополнительной информации в блок светового табло производится их анализ, после чего нажатием кнопки ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ и СЧЕТ на пульте КР-961 формируется код операции обмена.

В соответствии со сформированным кодом информация ЦУ из сдвигающих регистров УПП будет выдана в ЦВМ всех РПЦ. Однако необходимых вычисления производит только ЦВМ назначенного РПЦ.

При поступлении информации ЦУ в кабину К-9 включается звонок, сигнализирующий о поступлении целеуказаний. Звонок автоматически выключается после окончания целераспределения. С окончанием передачи информации ЦУ в ЦВМ РПЦ и в случае отсутствия СГВ устройство приема-передачи переключается на работу по первой программе и последовательно осуществляет прием вторичной информации от ЦВМ РПЦ. ЦВМ РПЦ, назначенного для подсчета цели, выдает 18 групп информации $r_{\text{ц}}$, $\theta_{\text{ц}}$, $\psi_{\text{ц}}$, $r_{\text{д}}$ (x , z), $t_{\text{в.з}}$ (H , $r_{\text{г}}$), $t_{\text{в}}$ и т. д. Остальные ЦВМ продолжают выдавать координаты стробов РПЦ. В дальнейшем вторичная информация, принятая УПП, выдается в шкаф КВ-92.

Сформированные ПЦН напряжения отклонения отметок и знаков и напряжения формирования условных знаков после усиления поступают на отклоняющие системы электроимпульсных трубок индикаторов шкафа КИ-91. На экранах индикаторов $r_{\text{г}} - \beta$ и $r_{\text{г}} - H$ наряду со стробами РПЦ появляются отметки целей, а на индикаторе времени высвечивается линия, соответствующая времени $t_{\text{в.з}}$.

Для определения возможности обстрела данной цели вторично нажимается кнопка СЧЕТ. При этом в шкаф КВ-92 подается команда, обеспечивающая подсвет на экранах индикаторов $r_{\text{г}} - \beta$ и $r_{\text{г}} - H$ отметки цели, границ зон поражения и строба РПЦ, на экране индикатора $r_{\text{г}} - H$ — отметки

радиальной составляющей скорости цели и на индикаторе времени — линии, соответствующей времени $t_{\text{в.з}}$. Одновременно с экранов снимаются отметки и условные знаки радиолокаторов, для которых кнопка СЧЕТ не нажата.

Если радиальная скорость цели более 100 м/сек и сигнальная лампа НЕ В ЗОНЕ на пульте КР-961 не горит, то нажатием кнопки ОТРАБОТКА ЦУ в ЦВМ назначенного канала выдается команда «Отработать ЦУ по углам, скорости и дальности». По этой команде ЦВМ выдает на РПЦ напряжения рассогласования, обеспечивающие разворот антенного поста на цель. С окончанием обработки ЦУ РПЦ цель будет наблюдаться на экранах индикаторов «Дальность — Скорость» кабины К-2. Процесс обработки ЦУ следующими системами назначенного РПЦ индицируется в кабине К-9 на индикаторах $r_{\text{г}} - \beta$ и $r_{\text{г}} - H$ перемещением условного номера РПЦ к отметке цели.

В дальнейшем в кабине К-2 производится захват цели на АС. Контроль за обнаружением и захватом цели в кабине К-9 осуществляется подключением индикатора «Дальность — Скорость» к назначенному РПЦ. Контроль за своевременностью пуска ракет в канале обеспечивается нажатием кнопки СЧЕТ. При этом на экранах индикаторов $r_{\text{г}} - \beta$ и $r_{\text{г}} - H$ индицируются отметка цели, условный знак РПЦ, границы зон поражения и точка встречи, на экране индикатора $r_{\text{г}} - H$ — отметка радиальной составляющей скорости цели и на индикаторе времени — линия, соответствующая времени $t_{\text{в.з}}$. Пуск ракеты должен производиться, если точка встречи вошла в пределы границы зоны поражения.

Если после обработки ЦУ РПЦ назначенного канала в луче будет наблюдаться группа целей, то данный РПЦ назначается ведущим. В качестве ведомых могут быть задействованы свободные каналы. Команда на использование РПЦ в качестве ведомых поступает в пульт КР-964 с пульта КР-961. Подключение ведомых РПЦ к ведущему РПЦ производится нажатием соответствующих кнопок ВЕДУЩИЙ и ВЕДОМЫЙ на пульте КР-964. Сформированный при этом код операции обмена обеспечит прохождение сферических координат цели $\theta_{\text{ц}}$, $\psi_{\text{ц}}$, $\psi_{\text{д}}$ от ЦВМ ведущего РПЦ в ЦВМ ведомых РПЦ. Следящие системы ведомых РПЦ обрабатывают ЦУ по данным ведущего РПЦ. Два индикатора «Дальность — Скорость» кабины К-9, каждый из которых может быть подключен к любому РПЦ, обеспечат возможность распределения цели в группе между каналами.

В процессе боевой работы из кабины К-9 на АСУРК-1МА (ПБУ-200) выдается информация (донесение) о состоянии и боевых действиях стрельбовых каналов. Исходные напря-

жения для формирования донесений поступают в блок преобразователя информации Р-14М с пульта КР-961 и кабины К-2. При этом информация за каждый канал вводится в определенное запоминающее устройство для хранения. В дальнейшем информация поканально списывается в блок ПКР, где осуществляется преобразование параллельного кода в последовательный.

Преобразованная информация поступает в блок ПКК, который обеспечивает ее передачу в канал связи методом фазоразностной манипуляции.

Выше рассматривались основные цифровые связи аппаратуры кабины К-9. Однако в процессе боевой работы из кабины выдаются команды или в кабину поступают сигналы в виде напряжений +26 в, а также в виде импульсных напряжений.

Из кабины К-2 на аппаратуру кабины К-9 поступают следующие сигналы: «Дизель включен», «Питание подано», «Неисправность» — в блок КБ-961; «Готов к БР», «7 ЦВМ» (линии цифровой связи исправны), «Отработка ЦУ», «АС РПЦ», «Готовить Р», «Устан. подгот.», «Готов ресурс», «Отрыв» — в пульт КР-961.

В кабины К-2 выдаются следующие команды «Тревога», «ИЦ», «ЦУ», «ТР», «Разрешение РК» — с блока КБ-961; «Готовить 3 (Н, С)» — с пульта КР-961; «Выкл. скан. е», «Вкл. (выкл.) МУ» — с пульта КР-964.

Импульсные напряжения, необходимые для работы индикаторов «Дальность — Скорость» и «Азимут — Скорость», поступают в кабину К-9 из кабины К-2 по отдельным целям.

При выходе из строя АСУРК-1МА (ПБУ-200) в качестве источников грубого целеуказания могут служить данные РЛС П-14 данные РГВ, поступающие на планшет кабины К-9, или данные, поступающие с АСУРК-1МА (ПБУ-200) по телефону. В этих случаях информация, поступающая в кабину К-9, содержит наклонную дальность и азимут (высоту) цели.

При поступлении данных ЦУ с РЛС П-14 воздушная обстановка анализируется по ВИКО, установленному в блоке КИ-938. Путем сопоставления положения отметок цели на экране ВИКО с положением условных номеров РПЦ на план-индикаторе в кабине К-9 решается задача, какому из каналов передать цель для поиска. Цель передается тому стрельбовому каналу, строб которого ближе к отметке цели.

Команда на поиск цели передается по ГГС. При этом указывается дальность и азимут цели. Для обнаружения цели в кабине К-2 включается режим секторного поиска. Пос-

ле захвата цели и перехода на АС ЦВМ данного РПЦ начинает выдавать в кабину К-9 18 групп информации. С этого момента обеспечивается возможность контроля за работой РПЦ по индикаторам целераспределения шкафа КИ-91.

Если в секторе сканирования обнаружена группа целей, то применяется режим «Ведущий — Ведомый» и целераспределение в секторе сканирования. При этом управление РПЦ осуществляется с пульта КР-964, а целераспределение производится с помощью индикаторов «Азимут — Скорость».

ЭНЕРГОПИТАНИЕ КОМПЛЕКСА

1. СХЕМА ЭНЕРГОПИТАНИЯ

Система энергопитания предназначена для распределения электроэнергии между средствами комплекса (380 в, 50 гц), преобразования напряжения 380 в, 50 гц в напряжения 230 в, 400 гц и стабилизации напряжения 220 в, 50 гц.

Общая схема энергопитания комплекса показана на рис. 272.

В состав трехканального комплекса входят:

— источники питания — шесть электростанций ЭСД-200 (кабин 5Е97), перевозимые трансформаторные подстанции ПТП-560 6/380 (1 шт.) и ПТП-320 6/380 (3 шт.);

— распределительно-преобразовательная кабина К-21М;

— три распределительно-преобразовательные кабины К-22М.

На радиотехнической позиции потребители электроэнергии связаны кабельной сетью с электростанциями ЭСД-200 через распределительную кабину К-21М. Кабина К-21М связана также с тремя кабинами К-22М, каждая из которых питает один радиолокатор подсвета цели.

Радиотехническая позиция может получать питание и от промышленной сети, для чего имеется перевозимая трансформаторная подстанция ПТП-560 6/380.

Управление электростанциями ЭСД-200 и кабиной К-22М автоматизировано; оно осуществляется из кабин К-21М и К-2.

Энергопитание каждой стартовой позиции автономное. На каждые шесть пусковых установок (ПУ) имеется одна электростанция ЭСД-200 и одна передвижная трансформаторная подстанция ПТП-320 6/380 для питания стартовой позиции от промышленной сети.

2. ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГОПИТАНИЯ

Электростанция ЭСД-200 (кабина 5Е97) предназначена для питания потребителей напряжениями 380 в, 50 гц и 230 в, 400 гц. Она включает два дизель-электрических агрегата АД-200Гсп и АД-30Г/400 мощностью 200 и 30 квт соответ-

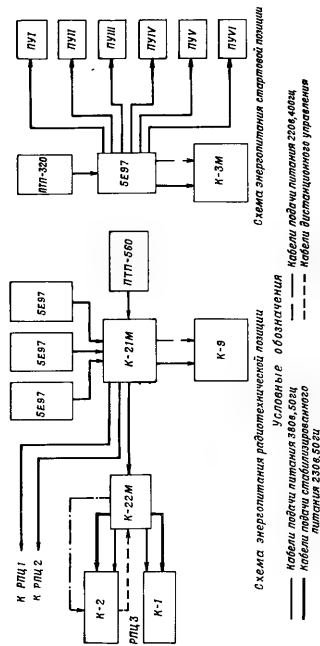


Рис. 272. Схема энергопитания комплекса С-200

венно и преобразователь частоты ПСЧ-30 мощностью 30 кВт, смонтированные в кузове КУНГ-П10. Кузов установлен на автомобильном прицепе МА3-5224В.

Электростанция рассчитана на работу в следующих условиях:

- на высоте над уровнем моря до 1000 м;
- при относительной влажности воздуха до 98% и температуре от -40° до $+50^{\circ}\text{C}$;
- при расположении на открытом воздухе при любой погоде (снег, дождь и т. п.) и скорости ветра до 25 м/сек;
- при дифференте в произвольном направлении 10° ;
- при запыленности воздуха минеральными частицами до 0,5 г/м³.

Электростанция приспособлена к длительным перевозкам по шоссейным, грунтовым дорогам и по бездорожью со скоростями, допустимыми для автомобильного транспорта. Электростанция транспортируется бортовым автотягачом КраЗ-214 или МА3-214.

В состав электростанции входят:

- двухосный автомобильный прицеп МА3-5224В с независимой торсионной подвеской и четырьмя домкратами;
- кузов типа КУНГ-П10 — деревянный, утепленный, с дверями и окнами верхнего расположения; оборудован отоплением, освещением, вентиляцией и переговорным устройством;
- дизель-электрический агрегат АД-200Тсп, в который входят двигатель 1Д12В и генератор ГСФ-200 со статической системой возбуждения;
- дизель-электрический агрегат АД-30Т/400, в который входят двигатель ЯАЗ-204Г и генератор ДГФ-82-4 со статической системой возбуждения;
- преобразователь частоты ПСЧ-30, в который входят трехфазный асинхронный двигатель с короткозамкнутым ротором и трехфазный синхронный генератор индукторного типа;
- распределительные шкафы I и II;
- щиток дистанционного управления дизель-генераторным агрегатом АД-200Тсп;
- щиток собственных нужд;
- вспомогательные устройства;
- комплект запасных частей, инструмента и принадлежностей;
- комплект сопроводительной эксплуатационной документации.

Размещение оборудования внутри электростанции ЭСД-200 показано на рис. 273.

Основные технические данные электростанции ЭСД-200 приведены в табл. 10.

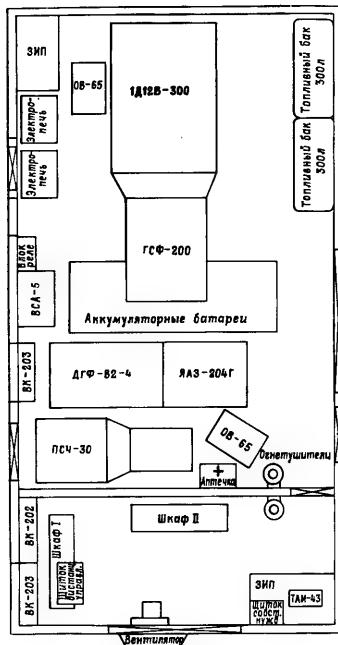


Рис. 273. Размещение оборудования внутри электростанции ЭСД-200 (вид сверху)

Таблица 10

Наименование технических данных	Единица измерения	АД-200Тсп	АД-30Т/400	ПСЧ-30 (данные генератора)
Мощность	квт	200	30	30
Род тока		Переменный трехфазный		
Напряжение линейное	в	400	400	230
Величина тока	а	360	54	89
Частота	гц	50	50	388
Соединение обмоток		Звездой с выведенным нулем		
Коэффициент мощности		0,8	0,8	0,85
Режим работы		Длительный		
Время непрерывной работы основного агрегата по топливу	ч	12	—	—
Емкость топливных баков	л	2х300	—	—
Емкость масляного бака (заправочная)	л	75	16,5	—

Дизель-электрическая станция ЭСД-200 обеспечивает:

- автоматическое поддержание установленной частоты;
- автоматическое поддержание напряжения при любых изменениях нагрузки;

- дистанционный и автоматический запуск двигателя 1Д12В и регулирование частоты и напряжения при любых изменениях симметричной нагрузки;

- работу с перегрузкой до 10% дизель-генератора АД-200Тсп и агрегата АД-30Т/400 в течение 1 ч и при температуре окружающего воздуха до 40°С. Допускается кратковременное (не более 2 сек) включение дизель-генератора АД-200Тсп с перегрузкой до 50% по току при снижении напряжения до величины не ниже 350 в;

- устойчивую параллельную работу агрегатов АД-200Тсп и АД-30Т/400, а также каждого из этих агрегатов с промышленной сетью в момент перевода питания с одного агрегата на другой или на промышленную сеть без перерыва питания.

Двигатель 1Д12В — дизельный, быстроходный, четырехтактный, жидкостного охлаждения, с непосредственным впрыском топлива в камеру сгорания, с V-образным расположением блоков цилиндров под углом 60°.

Основные характеристики

Мощность	300 л. с.
Число оборотов	1500 об/мин
Число цилиндров	12
Применяемое топливо	ДЛ, ДЗ, ДА
Применяемое масло	МТ-16п

Генератор ГСФ-200 — четырехполюсный, синхронный, переменного трехфазного тока, фланцевого исполнения со статической системой возбуждения.

Основные характеристики

Мощность	200 квт
Напряжение	400 в
Величина тока	360 а
Частота	50 гц

Трансформаторная подстанция ПТП-320 6—10/0,4 предназначена для питания потребителей переменным трехфазным током напряжением 380 в, частотой 50 гц от высоковольтных линий напряжением 6 или 10 кв. Подстанция может перевозиться на бортовом тягаче КрАЗ-214, предназначенном для транспортировки ЭСД-200.

Основные технические данные

Мощность номинальная	320 квт
Напряжение номинальное входное	6 или 10 кв
Напряжение номинальное выходное	400 в
Род тока	Переменный трехфазный
Частота	50 гц
Ток номинальный первичный	34,3 а при вх. напр. 6 кв и 19,8 а при вх. напр. 10 кв
Ток номинальный вторичный	462 а
Режим работы	Длительный
Вес	9500 кг

Общий вид трансформаторной подстанции ПТП-320 6—10/0,4 показан на рис. 274.

В состав подстанции входят:

- сварная металлическая будка;
- трехфазный трансформатор типа ТМП-320/10 с выходным напряжением 380 в;
- реактор типа РНТМ-35/10, предназначенный для плавного регулирования напряжения под нагрузкой; реактор включается последовательно в цепь нагрузки;
- разъединитель типа РВ-10/400 (номинальное подводящее напряжение 10 кв, номинальный ток 400 а);
- шкафы управления I и II;
- трансформаторы напряжения;
- предохранители типа ПКТ-10 и ПК-10/50;
- комплект запасных частей и принадлежностей;
- .. — комплект сопроводительной документации.



Рис. 274. Общий вид трансформаторной подстанции ПТП-320

3. РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНО-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЕ КАБИНЫ

Кабина К-21М предназначена для выполнения функций главного распределительного устройства, питающего потребители электроэнергию переменным трехфазным током напряжением 400 в, частотой 50 гц и напряжением 230 в, частотой 400 гц. Из кабины К-21М выдается питание в кабины К-22М и К-9.

Основные технические данные кабины К-21М (для ПСЧ-15)

Мощность	15 квт
Напряжение линейное	230 в
Величина тока	44,5 а
Частота	388 гц
Коэффициент мощности	0,85

В состав кабины К-21М входят:

- кузов типа КЭНГ-12М, установленный на автомобильном прицепе типа 2ПН-2;
- преобразователь частоты ПСЧ-15;
- шкафы приема электроэнергии (шкафы I и II);
- шкафы распределения электроэнергии (шкафы III и IV);
- шесть блоков приема и распределения электроэнергии;

- щитки дистанционного управления от агрегатов АД-200Тсп и АД-30Т/400;
- средства связи и сигнализации;
- ЗИП и комплект документации.

Размещение оборудования внутри кабины К-21М показано на рис. 275.

Кабина К-22М предназначена для питания потребителей переменным трехфазным током напряжением 380 в 50 гц, стабилизированным напряжением 230 в, 50 гц и напряжении

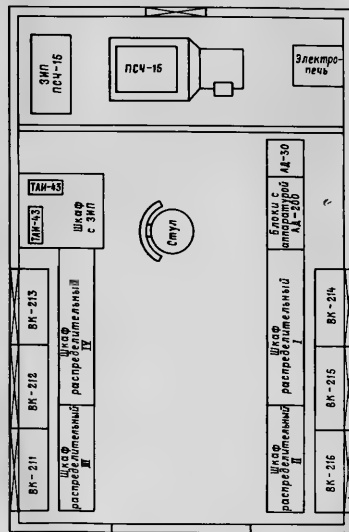


Рис. 275. Размещение оборудования внутри кабины К-21М (вид сверху)

ем 230 в, 400 гц. Кабина имеет два основных агрегата СТ-30 и ПСЧ-30, смонтированных в кузове КУНГ-П2М. Кузов установлен на автомобильном прицепе 2ПН-2.

Основные технические данные кабины К-22М приведены в табл. II.

Таблица 11

Наименование технических данных	Единица измерения	СТ-30	ПСЧ-30
Мощность	кВт	30	30
Род тока		Переменный трехфазный	
Напряжение линейное	в	230	230
Величина тока	а	88,5	89
Частота	Гц	50	388
Соединение обмоток генератора		Звездой с выведенным нулем	
Коэффициент мощности		0,85	0,85

В состав кабины К-22М входят:

— кузов типа КУНГ-П2 — унифицированный, утепленный, грузоподъемностью 2 тонны; предназначен для размещения аппаратуры и оборудования кабины;

— прицеп 2ПН-2—двуосный, низкорамный, с колодочными тормозами на всех колесах:

— стабилизатор СТ-30, обеспечивающий стабильность поддержания напряжения; представляет собой однокорпусный агрегат, состоящий из трехфазного синхронного генератора и трехфазного асинхронного двигателя с короткозамкнутым ротором;

— преобразователь частоты ПСЧ-30, предназначенный для преобразования частоты 50 *гц* в частоту 388 *гц*; состоит из машинного агрегата, включающего синхронный генератор повышенной частоты и асинхронный двигатель с короткозамкнутым ротором; система возбуждения выполнена в общем корпусе;

— распределительное устройство — распределительный шкаф, блоки приема и распределения электроэнергии и блоки управления работой СТ-30 и ПСЧ-30:

— выпрямитель ВСА-5, предназначенный для подзарядки аккумуляторных батарей 6СТЭН-140М, обеспечивающих работу автоматики кабины;

- средства связи и сигнализации;
- ЗИП и комплект документации.

Размещение оборудования внутри кабины К-22М показано на рис. 276.

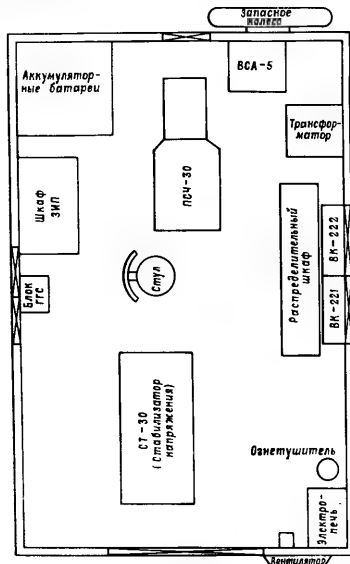


Рис. 276. Размещение оборудования внутри кабины К-22М
(вид сверху)

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИВИЗИОНА

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ТЕХНИЧЕСКОМ ДИВИЗИОНЕ

Для обеспечения зенитных ракетных дивизионов окончательно собранными, снаряженными и готовыми к пуску ракетами в техническом дивизионе организуется технологический поток подготовки ракет.

При подготовке полка (бригады) к боевым действиям и ведении боя техническим дивизионом выполняются следующие основные задачи:

- подготовка ракет для пополнения зенитных ракетных дивизионов;
- транспортировка окончательно собранных и снаряженных ракет на стартовую позицию;
- длительное хранение ракет и комплектующих элементов;
- проведение регламентных работ с ракетами;
- проведение войскового ремонта ракет;
- проведение работ с аварийными ракетами;
- хранение ЗИП к ракетам и ракетного топлива.

Боевое питание технического дивизиона ракетами, комплектующими агрегатами, ЗИП и ракетным топливом производится с баз снабжения или заводов промышленности.

Ракеты на техническую позицию поступают отдельными транспортными грузами комплектно в герметичной многократно используемой таре:

- тара № 1 — 11 ступень ракеты с отсеком № 7;
- тара № 2 — комплект крыльев и рулей;
- тара № 3 — комплект переходников с крестовинной, носовых обтекателей, стабилизаторов, задних стыковочных узлов; электрожгуты и пиропатроны для четырех СД;
- тара № 4 — отсек № 1 из состава ЗИП;
- тара № 5 — комплект блоков гетеродинов КСН-7Д (для ракеты 5В21);
- тара № 6 — комплект вкладышей для СД 5С28;
- тара № 7 — комплект снаряженных стартовых двигателей с ЗИП к ним и боевыми крышками;
- тара № 8 — комплект блоков гетеродинов КН-3 (для ракеты 5В21А);

- тара № 9 — боевая часть;
- тара № 10 — предохранительно-исполнительный механизм.

Ракеты в техническом дивизионе содержатся в режиме длительного хранения и промежуточной готовности; во время боевой работы они могут временно содержаться в режиме окончательной готовности (в транспортном положении).

В режиме длительного хранения ракеты и комплектующие части содержатся в заводской таре на открытых площадках под маскировочной сетью, брезентом или навесом.

В режиме промежуточной готовности ракеты полностью собраны, укомплектованы всеми агрегатами, окончательно снаряжены, но не заправлены компонентами топлива и воздухом.

В режиме окончательной готовности (в транспортном положении) ракета находится на транспортно-перегрузочной машине, сцепленной с тягачом, полностью собрана, снаряжена, заправлена компонентами топлива и воздухом и готова к боевому использованию.

Боевой порядок технического дивизиона может быть развернут на технической позиции с сооружениями (рис. 277), на технической позиции с использованием фондов тдн С-75 и строительством пункта технического обслуживания ракет (ПТОР) (рис. 278) или на полевой технической позиции.

Схема развертывания боевого порядка технического дивизиона на полевой позиции такая же, как и на технической позиции с сооружениями.

Сооружения и площадки технической позиции располагаются в определенной последовательности, обеспечивающей выполнение технологических операций при приведении ракет в режим окончательной готовности (в транспортное положение), и образуют технологический поток.

Боевой порядок технического дивизиона на полевой позиции и позиции с сооружениями располагается в непосредственной близости от СП зрди вне зоны падения отделяющихся частей ракет и связан со стартовыми позициями единой схемой дорог. При использовании технической позиции тдн С-75 боевой порядок технического дивизиона развертывается на позиции двух объектов: пункта технического обслуживания ракет (ПТОР), расположенного на позиции ЗРКС-200, и технического дивизиона С-75.

Полевая техническая позиция является запасным или резервным вариантом развертывания боевого порядка технического дивизиона С-200; она используется до окончания строительства позиции с сооружениями.

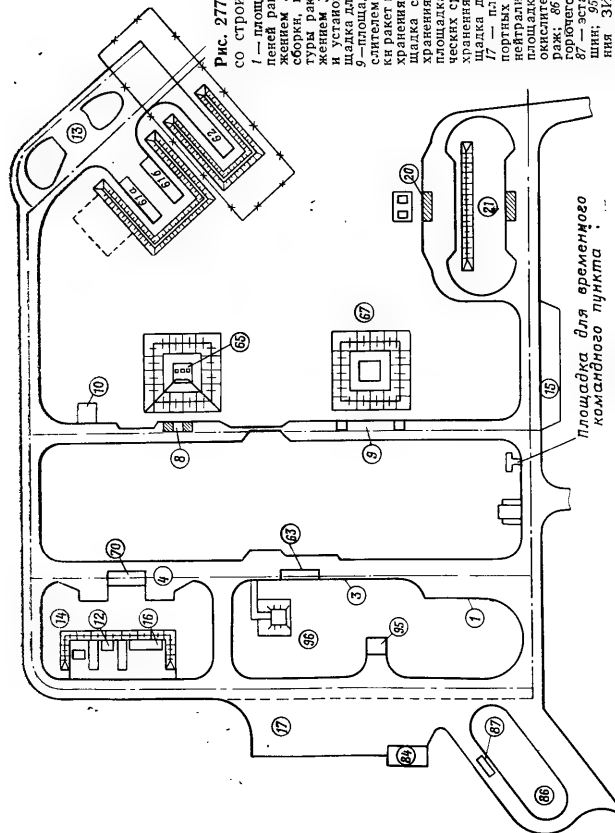


Рис. 277. Техническая позиция со строительством сооружений:

1 — площадка для хранения I ступени ракет; 2 — площадка для сборки, проверки бортовой аппаратуры ракет; 3 — площадка для хранения II ступени ракет; 4 — площадка с сооружением № 70 для пристыковки СД ракет; 5 — площадка для хранения ракет; 6 — площадка для хранения ракет; 7 — площадка для хранения ракет; 8 — площадка для хранения ракет; 9 — площадка для хранения ракет; 10 — площадка для хранения ракет; 11 — площадка для хранения ракет; 12 — площадка для хранения ракет; 13 — площадка для хранения ракет; 14 — площадка для хранения ракет; 15 — площадка для хранения ракет; 16 — площадка для хранения ракет; 17 — площадка для хранения ракет; 18 — площадка для хранения ракет; 19 — площадка для хранения ракет; 20 — площадка для хранения ракет; 21 — площадка для хранения ракет.

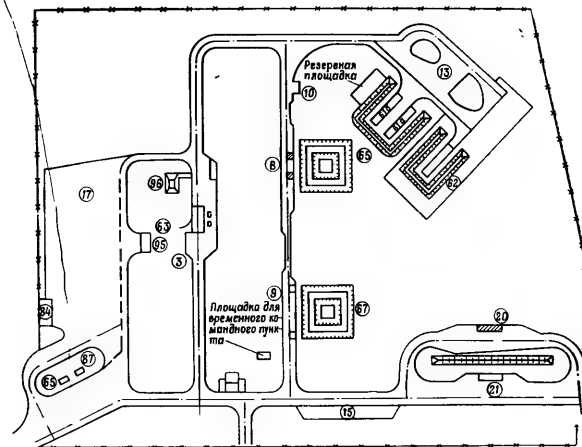


Рис. 278. Пункт технического обслуживания ракет:

3 — площадка с сооружением № 63 для проверки бортовой аппаратуры ракет; 8 — площадка для заправки ракет горючим; 9 — площадка для заправки ракет окислителем; 10 — площадка для заправки ракет воздухом; 13 — площадка с сооружениями № 61 для хранения и перегрузки ракет; 15 — площадка для хранения учебных ракет; 17 — площадка для стоянки транспортных средств; 20 — площадка для промывки баков горючего; 21 — площадка для промывки баков окислителя; 84 — отапливаемый гараж; 86 — площадка для хранения горючего и смазочных материалов; 87 — эстакада для мойки автомашин; 96 — сооружение для хранения ЗИП; 98 — сооружение для укрытия личного состава

2. ТЕХНИЧЕСКАЯ ПОЗИЦИЯ

Техническая позиция с сооружениями

Площадка № 1 служит для разгрузки и длительного хранения в таре II ступеней ракет, комплектов крыльев и рулей, отсеков № 1.

На площадке производится извлечение частей ракет из тары и погрузка маршевых частей автокраном К-162М на передвижной технологический стенд 5Ф94А (5Ф94), а также погрузка крыльев и рулей вручную на тележку 5Ю26.

Площадка № 3 с сооружением № 63 предназначена для выполнения следующих работ:

- расконсервации II ступеней ракет, крыльев и рулей;
- сборки крыльев и пристыковки крыльев и рулей к корпусу ракет;
- проверки бортовой аппаратуры ракет;
- смены отсеков № 1 и блоков КН-3;
- автономной проверки ПИМ;

- проверки сброса заглушек ПВД;
- проверки на герметичность ППД;
- автономной проверки бортовой аппаратуры из состава ЗИП.

Для выполнения этих работ на площадке и в сооружении размещаются стелд для расконсервации и сборки крыльев 5Ю45, стеллаж для хранения и расконсервации рулей 5Ю75, воздухоподогреватель МП44Б, воздухозаправщик 5Л91 (5Л94), комплект АК ИПС, дизель-электростанция 5Б96 и другое технологическое оборудование.

На площадке предусматривается два режима подготовки ракет:

- тепловая подготовка ракет, у которых не кончился срок регламентной проверки бортовой аппаратуры; при этом ракеты поступают на стартовую позицию без проверки бортовой аппаратуры;

- вьетемповая подготовка ракет, предусматривающая проверку бортовой аппаратуры ракет с помощью АК ИПС; она производится при входном контроле ракет, поступающих на техническую позицию, при заполнении сооружения № 61 и при регламентных проверках ракет, хранящихся на площадке № 1, сооружении № 61 и стартовой позиции.

Площадка № 4 с сооружением № 70 предназначена для расконсервации, сборки стартовых двигателей при входном контроле и для пристыковки их к ракетам при боевой работе, а также для расконсервации боевых частей и установки их в ракеты.

При входном контроле на площадке № 4 организуется рабочее место по перегрузке стартовых двигателей с помощью гидрокрана из кузова на стелд 07-5Ф94А, вскрытию тары № 3 с переходниками, обтекателями, крестовины и стабилизаторами, а также рабочее место по перегрузке с помощью гидрокрана боевых частей в таре из кузова, по извлечению их из тары и перегрузке на тележку 5Х69.

Работы по проверке пиропатронов, сборке стартовых двигателей и пристыковке их к ракетам, а также по подготовке и снаряжению ракет боевой частью производятся в сооружении № 70.

Для выполнения указанных работ на площадке № 4 применяется следующее основное оборудование: тележка для перевозки боевых частей 5Х69; тележка для перевозки носовых обтекателей, крестовины, переходников и стабилизаторов 5Ю28; стелд для транспортировки и сборки стартовых двигателей 07-5Ф94 (07-5Ф94А); стелд для снаряжения ракеты боевой частью 08-5Ф94 (08-5Ф94А); приспособление 5Х72 грузоподъемностью 250 кг для извлечения боевой части из тары; гидрокран 5Ю90 (4032). Для производства войсковых ремонтов на площадке № 4 могут размещаться передвижные ремонтные

мастерские (ТРМБ-60, ЭГСМ-60, ПРЗС-60, КРАС-1Р, КРАС-П).

Площадка № 8 служит для заправки ракет горючим ТГ-02. На площадке размещается склад горючего (сооружение № 63), автомобильная цистерна ЗАК-44Ц и автозаправщик 5Л22А. Для заправки ракет горючим организуются два рабочих места.

Площадка № 9 предназначена для заправки ракет окислителем АК-27П. На площадке размещается склад окислителя (сооружение № 67), автомобильная цистерна ЗАК-31Ц, автозаправщик 5Л62А и обмывочно-нейтрализационная машина 8Т311. Для заправки ракет окислителем организуются два рабочих места.

Площадка № 10 предназначена для заправки ракет сжатым воздухом. На площадке размещаются воздухозаправщик 5Л91 (5Л94) и компрессорная станция 5К62 (УКС-400). Для заправки ракет сжатым воздухом организуются два рабочих места.

Площадка № 13 с сооружением № 61 предназначена для перегрузки ракет с ТПМ на механизированные стеллажи, с ПТС 5Ф94 на ТПМ, с механизированных стеллажей на ТПМ и для хранения собранных и снаряженных ракет на механизированных стеллажах в режиме промежуточной готовности.

Площадка № 12 предназначена для хранения боевых частей в таре № 9. При боевой работе на площадке производится перегрузка боевых частей в таре в кузов гидрокрана 5Ю90 (4032) для отправки на площадку № 4.

Площадка № 14 предназначена для хранения пиротехнических средств ПИМ в таре № 10. При боевой работе ПИМ в таре № 10 вручную доставляются на площадку № 3 для проверки.

Площадка № 15 предназначена для хранения учебных ракет на стеллажах 5Ю84.

Площадка № 16 предназначена для временного хранения стартовых двигателей в несобранном виде и для длительного хранения собранных стартовых двигателей в таре. При боевой работе стартовые двигатели перегружаются в кузов гидрокрана 5Ю90 (4032).

Площадки № 17 предназначены для стоянки транспортных средств и технологического оборудования и хранения ЗИП.

Площадка № 20 предназначена для производства аварийных работ с ракетами и нейтрализации баков горючего. На площадке производится слив горючего из баков в автоцистерну ЗАК-44Ц, демонтаж боевой части и пиротехнических средств, демонтаж стартовых двигателей, крыльев и рулей, перегрузка второй ступени ракеты на стелд нейтрализации 5С64, нейтрализация баков горючего на стелде 5С64.

Площадка № 21 предназначена для аварийного слива окислителя и нейтрализации баков. На площадке производятся расстыковка разъемов электрожгутов стартовых двигателей, перегрузка ракеты с ТПМ на ПТС, стравливание воздуха из шар-баллона ракеты, слив окислителя из баков ракеты в цистерну ЗАК-31Ц, перегрузка ракеты на стенд нейтрализации 5С64, промывка и просушка баков окислителя на стенде 5С64.

Техническая позиция с использованием фондов тдн С-75 и строительством ПТОР

Техническая позиция с использованием фондов технического дивизиона С-75 состоит из двух объектов: основной площадки, расположенной на позиции тдн С-75, и ПТОР, расположенного около стартовой позиции ЗРК С-200.

Основная площадка технической позиции может размещаться на значительном удалении от огневого комплекса. Она предназначена для содержания ракет и их комплектующих частей в режиме длительного хранения и перевода их в режим промежуточной готовности с доставкой на ПТОР.

На площадке производятся: разгрузка и длительное хранение II ступеней ракет и их комплектующих частей, ЗИП и расходно-эксплуатационных материалов; сборка и снаряжение ракет; перегрузка собранных и снаряженных ракет на ТПМ и транспортировка их на ПТОР; проведение регламентных работ с ракетами и технологическим оборудованием; проведение войскового ремонта ракет и технологического оборудования.

ПТОР предназначен для хранения ракет в режиме промежуточной готовности для их проверки на АК ИПС и перевода в режим окончательной готовности.

Размещение оборудования и ракет на ПТОР производится в соответствии с требованиями к одноименным по назначению площадкам и сооружениям технической позиции с сооружениями.

Режимы работы технологического потока

В техническом дивизионе возможны следующие режимы боевой работы.

1. Режим боевой работы по заполнению сооружения № 61 (приведению ракет в режим промежуточной готовности). В этом режиме ракеты проходят полную подготовку, за исключением заправки горючим, окислителем и воздухом.

2. Режим боевой работы с выдачей ракет из сооружения № 61 на стартовую позицию. В этом режиме собранные и снаряженные ракеты проходят заправочные операции на пло-

щадках № 10, 8 и 9. Проектная производительность площадок — 6 ракет в час.

3. Режим боевой работы с выдачей ракет на стартовую позицию с площадки № 1. При этом ракета проходит полный цикл подготовки, начиная со сборки и кончая заправкой. Проектная производительность технологического потока — 1 ракета в час. Проверка бортовой аппаратуры ракет с помощью АК ИПС на площадке № 3 при этом режиме не производится.

Боевая работа по приведению ракет из режима длительного хранения в транспортное положение на технологическом потоке (рис. 279) начинается на площадке № 1.

Маршевая часть ракеты извлекается из тары № 1 и с помощью автокрана К-162М перегружается на ПТС 5Ф94А. Из тары № 2 извлекаются крылья и рули и укладываются на тележку 5Ю26. Перегруженные на транспортно-технологические средства части ракеты доставляются на площадку № 3. На площадке № 3 осуществляется расконсервация корпуса ракеты, крыльев и рулей. К корпусу ракеты пристыковываются собранные крылья и рули. После завершения всех операций ракета на ПТС 5Ф94А транспортируется тягачом ЗИЛ-157 в сооружение № 70 для сборки и снаряжения. К этому времени на площадку № 4 с площадки № 16 в кузове гидрокрана 4032 доставляются собранные стартовые двигатели, которые перегружаются на стэнды 07-5Ф94А. Стэнды обеспечивают бескрановую перегрузку стартовых двигателей на механизмы пристыковки ПТС.

Боевая часть в таре № 9 (2 шт.) доставляется в кузов гидрокрана 5Ю90 (4032) с площадки № 12 на площадку № 4. После перегрузки гидрокраном на лаги с помощью подъемного приспособления 5Х72 боевая часть извлекается из тары, перекладывается на транспортную тележку 5Х69 и доставляется в сооружение для расконсервации. На расконсервированную боевую часть устанавливается ПИМ, доставленный вручную с площадки № 3, где он проверялся в машине АК ИПС.

К маршевой части пристыковываются стартовые двигатели. Одновременно с этим в ракету устанавливается боевая часть с помощью стэнда 08-5Ф94.

После сборки и снаряжения ракеты транспортируется на площадку № 13, где перегружается автокраном К-162М на транспортно-перегрузочную машину 5Т83 (5Т82М). С площадки № 13 ракета на ТПМ тягачом доставляется на площадку № 10 для заправки шар-баллона ВАБ сжатым воздухом.

Далее на площадке № 8 ракета заправляется горючим, а на площадке № 9 — окислителем. После завершения операций по заправке ракеты транспортируется на стартовую позицию.

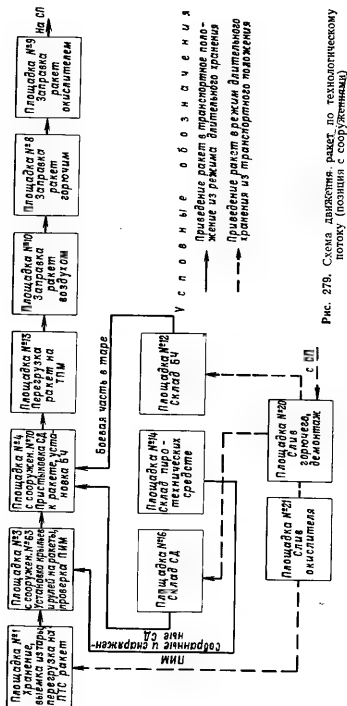


Рис. 279. Схема движения ракет по технологическому потоку (позиция с сооружением)

Проверка бортового оборудования ракеты производится на площадке № 3 при входном контроле и регламентных проверках.

Большинство технологических операций при переводе ракет в боевую готовность производится параллельно на всех площадках. Следовательно, общая производительность технической позиции и ПТОР будет определяться производительностью тех площадок и сооружений, где проводятся наиболее длительные и трудоемкие операции.

Наиболее сложными и ответственными технологическими операциями, занимающими большую часть времени при подготовке ракеты на технической позиции, являются операции по сборке и снаряжению ракеты.

3. ОСНОВНОЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИВИЗИОНА

К основному технологическому оборудованию технического дивизиона относятся:

- автоматизированная контрольно-испытательная передвижная станция (АКИПС) 5К23А;
- автомобильный кран К-162М;
- гидрокран 5Ю90 (4032);
- передвижной технологический стенд 5Ф94А (5Ф94);
- передвижная компрессорная станция 5К62 (УКС-400);
- воздухозаправщик 5Л91 (5Л94);
- универсальные автозаправщики горючего и окислителя 5Л62А и 5Л22А;
- обмывочно-нейтрализационная машина 8Т311;
- вспомогательное и тяжелое оборудование.

Автоматизированная контрольно-испытательная передвижная станция 5К23А предназначена для проведения регламентных проверок бортового оборудования ракет 5В21А и бортового оборудования, находящегося в составе ЗИП.

Аппаратура АКИПС размещена в четырех машинах.

1) В аппаратной машине 1А52 размещена аппаратура, которая имеет следующее назначение:

- аппаратура 5Р78А — для автоматизированного контроля и измерения параметров головки самонаведения;
- аппаратура 5Р14 — для автоматизированного контроля и измерения параметров автопилота;
- аппаратура 5М19 — для автоматизированного контроля и измерения параметров блока радиовзрывателя;
- аппаратура 5Р47 — для автоматизированного контроля и измерения параметров радиоответчика;
- аппаратура 5Р52 — для координирования работы контрольной аппаратуры АКИПС и контроля режимов работы бортового электрооборудования и программных устройств;

— аппаратура 5P55 — для автоматической проверки прохождения команд на предохранительно-исполнительный механизм в процессе комплексной проверки.

Кроме того, в состав аппаратной машины входят:

— электропит (ЭП), предназначенный для распределения электроэнергии по потребителям, для управления системами вентиляции и отопления и контроля за их работой, для подачи сжатого воздуха в системе борта ракеты;

— два трехфазных стабилизатора напряжения СН-5, служащих для трансформации напряжения с 380 до 220 в и стабилизации выходного напряжения 220 в;

— аккумуляторные батареи;

— системы отопления и вентиляции;

— вспомогательное оборудование и эксплуатационный ЗИП.

2) В машине источников питания 2А52 размещены:

— гидроагрегат, предназначенный для питания гидросмесью при проверках гидросистемы ракеты и блоков автопилота из состава ЗИП;

— установка 1712А, служащая для охлаждения воздуха бортовой аппаратуры блоков ракеты и охлаждения аппаратуры 5Г23 из состава ЗИП при ее проверке;

— мотор-генераторный агрегат МГА-1, предназначенный для преобразования переменного тока напряжением 3×380 в в переменный ток напряжениями 115 в, 1000 гц; 115 в, 400 гц; 3×90 в, 1000 гц и 3×36 в, 1000 гц;

— два мотор-генераторных агрегата МГА-2, предназначенных для преобразования переменного тока напряжением 3×380 в в постоянный ток напряжением 28,5 в;

— преобразователь ПО-500, предназначенный для преобразования постоянного тока напряжением 27 в в переменный ток напряжением 115 в, 400 гц;

— преобразователь ПО-500С4, предназначенный для преобразования постоянного тока напряжением 27 в в переменный ток напряжением 115 в, 1000 гц;

— преобразователь ПТ-70Д, предназначенный для преобразования постоянного тока напряжением 27 в в переменный ток напряжением 3×36 в, 400 гц;

— электрошкаф, предназначенный для защиты и коммутации цепей постоянного и переменного тока;

— соединительные внешние кабели и пневмошланги;

— эксплуатационный ЗИП.

3) В машине вспомогательного оборудования и ЗИП 3А52 размещены: одиночный ЗИП аппаратуры 5P78А, 5P47 и 5М19, электрические кабели и пневмошланги, имитатор подвижной цели КЛ-01, рупор связи КЛ-02, радио-

маскирующее устройство КО-6 и пульт проверки герметичности воздушных систем ракеты.

4) В машине для проверки ЗИП 4А52 размещены: аппаратура для автономной проверки ПИМ 5P83; аппаратура КЛ-22 для проверки СРП из состава ЗИП; аппаратура КЛ-23 для проверки блоков 5И22 и 5И23; столы для проверки блоков 5У14, 5Е24Ф и программных механизмов ракеты; стелд-подставка для крепления блоков автопилота 5А41; кабели для проверки блоков 5Г23, 5У14, ПМК-60Д.

Автомобильный кран К-162М относится к группе простых полноповоротных кранов с электрическим приводом. Крановые механизмы смонтированы на шасси автомашин КраЗ-257. В зависимости от веса грузов и вылета стрелы кран может работать на выносных опорах и без них. Грузоподъемность крана — 16 т, длина нормальной стрелы — 14 м.

Кран состоит из неподвижной (холодовой) части и поворотной, на которой размещены основные крановые механизмы.

Гидрокран 5Ю90 (4032) предназначен для погрузки, разгрузки и транспортировки СД и БЧ.

Основные технические данные

Грузоподъемность при наибольшем вылете стрелы	1000 кг
Наибольший вылет стрелы	5000 мм
Наибольшая высота подъема груза при работе с крюком	8000 мм
Угол поворота: общий	240°
рабочий	200°
Высота крана в транспортном положении	2500 мм
Вес кранового оборудования	1700 кг

Передвижной технологический стенд 5Ф94А обеспечивает выполнение следующих операций с ракетой:

— расконсервацию ракеты;
— опрессовку двигательной установки;
— снаряжение ракеты боевой частью;
— пристыковку крыльев, рулей, стабилизаторов и ускорителей;

— заправку ракеты сжатым воздухом;
— операций, обратных указанным выше;
— проведение автономных и комплексных проверок бортовой аппаратуры с помощью АКПИС;
— транспортировку II ступени ракеты, а также полностью собранной, снаряженной и заправленной воздухом ракеты.

Основные технические данные

Грузоподъемность стенда	8000 кг
Вес	2950 кг
Скорость транспортировки	5—10 км/ч

Передвижная компрессорная станция 5К62 предназначена для получения сжатого сухого очищенного воздуха давлением до 400 атм, который используется для заправки и дозаправки шар-баллонов ракет, заправки баллонов воздухозаправщика 5Л91, заправки воздушных баллонов автозаправщиков горючего и окислителя.

Основные технические данные

Производительность станции по свободному воздуху	120 м³/ч
Влажность выдаваемого воздуха не выше 0,01 г воды на 1 м³ свободного воздуха, что соответствует точке росы	—60° С
Вес в походном положении	9400 кг
Емкость системы охлаждения	120 л
Емкость топливного бака	225 л
Часовой расход топлива	17,5 кг/ч

Воздухозаправщик 5Л91 служит для хранения, транспортировки и раздачи потребителям воздуха.

Он обеспечивает заправку воздухом шар-баллонов ракет, питание воздухом АКППС, проверку отсеков № 1 и двигательных установок на герметичность, заправку воздухом баллонов автозаправщиков окислителя и горючего.

Основные технические данные

Общий вес с воздухом	6250 кг
Количество воздушных баллонов	12 шт.
Емкость одного баллона	80 л
Максимальное давление в баллонах	350 атм

Воздухозаправщик представляет собой передвижную установку, смонтированную на шасси прицепа 2ПП-4, на котором размещены батарея баллонов, щит управления, шланги и ЗИП.

Универсальные автозаправщики 5Л62А и 5Л22А предназначены для заправки баков ракет окислителем АК-27П (автозаправщик 5Л62А) и горючим ТГ-02 (автозаправщик 5Л22А), для слива окислителя и горючего из баков ракет и перекачивания компонентов топлива из одной емкости в другую.

Автозаправщики не имеют емкостей для хранения и транспортировки компонентов топлива, поэтому автозаправщик 5Л62 работает с автоцистерной ЗАК-31Ц, а автозаправщик 5Л22 — с автоцистерной ЗАК-44Ц. Кроме того, автозаправщики могут работать со стационарными емкостями.

Основные технические данные

Вес автозаправщика	6000 кг
Производительность при выдаче доз	40—300 л/мин
Производительность при перекачивании	Не менее 300 л/мин
Емкость воздушного баллона	33 л
Давление воздуха в воздушном баллоне	150 кг/см²
Рабочее давление воздуха	7,5 ± 0,5 кг/см²

Обмывочно-нейтрализационная машина 8Т-311 предназначена для нейтрализации баков окислителя и горючего, трубопроводов ракеты и других емкостей, а также для тушения очагов пожара.

Основные технические данные

Вес полностью заправленной машины	9000 кг
Рабочая емкость котла, заполняемого водой	1900 л
Рабочая емкость бака, заполняемого раствором щелочи	150 л
Рабочая емкость отсека, заполняемого пенообразующим веществом	100 л
Производительность насоса ПН-1200ЛД при напоре до 80 м вод. ст. и числе оборотов 4000 об/мин	1200 л/мин
Высота всасывания насоса	7—8 м
Рабочая емкость бензобака	40 л
Расход топлива на нагрев 1900 л воды от 0 до 60° С	17 л
Средняя скорость нагрева воды в котле	0,8—1° С в минуту

Вспомогательное оборудование включает стеллажи, верстаки и другое оборудование, облегчающее процесс подготовки ракеты.

Такелажное оборудование включает приспособления, трос-балки, трос-чалки, которые облегчают погрузочно-разгрузочные работы с ракетой и ее комплектующими частями.

ОГНЕВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ КОМПЛЕКСА

Огневые возможности зенитного ракетного комплекса определяют его способность уничтожать цели в различных условиях обстановки. Они характеризуются размерами зоны поражения, возможностью комплекса по последовательному обстрелу целей и эффективностью стрельбы по воздушным целям.

1. ЗОНА ПОРАЖЕНИЯ

Зоной поражения называется часть пространства, в пределах которой обеспечивается поражение цели, летящей с определенного направления, с заданной вероятностью.

Зона поражения имеет сложную конфигурацию и характеризуется границами: по высоте — верхней и нижней, по наклонной дальности — дальней и ближней. За начало координат при рассмотрении границ зоны поражения принимается точка старта ракеты.

Границы зоны поражения определяются:

- летно-техническими характеристиками и уязвимостью цели;
- условиями стрельбы;
- потенциальными возможностями РПЦ и ГСН по обнаружению и сопровождению цели;
- летными и конструктивно-баллистическими характеристиками ракеты;
- методом наведения ракеты на цель;
- точностью наведения ракеты на цель;
- характеристиками боевой части и радиовзрывателя ракеты.

В ЗРК С-200 различают предельную и эффективную зоны поражения.

Под предельной зоной поражения понимается область пространства, примыкающая к РПЦ, в границах которой обеспечивается наведение ракет на цель. Эта зона отражает предельные возможности комплекса по обстрелу воздушных целей. Она определяется в основном аэродинамическими и баллистическими характеристиками ракеты.

Под эффективной зоной поражения понимается часть предельной зоны поражения, в которой обеспечивается уничтожение цели с заданной эффективностью. В зависимости от характеристик цели ($H_{ц}$, $V_{ц}$) и условий стрельбы эта зона может совпадать с предельной зоной поражения или находиться внутри ее.

Для встречи ракеты с целью в определенной точке зоны поражения пуск ракеты необходимо производить с учетом скорости цели и полетного времени ракеты до точки встречи.

Зоной пуска называется часть пространства, при нахождении цели в которой в момент старта ракеты обеспечивается встреча ракеты с целью в зоне поражения. Для построения зоны пуска точки встречи, находящиеся на границах зоны поражения, должны быть смещены по линии движения цели на расстояние, пролетаемое целью за время движения ракеты до точки встречи.

Рассмотрим факторы, определяющие положения границ зоны поражения.

Дальняя граница зоны поражения

Дальняя граница предельной зоны поражения, используемая в программе работы ЦВМ «Пламя-КМ», в основном определяется энергетическими и маневренными возможностями ракеты.

Горизонтальные дальности до дальней границы предельной зоны поражения, заданные в программу работы ЦВМ, приведены в табл. 12.

Таблица 12

$H, \text{ км}$	5	10	15	20	25	35
$r_{д}, \text{ км}$	90	180	180	180	180	81,7

Контур самонаведения ракеты 5Б21А представляет собой систему автоматического управления с ограниченной мощностью. С увеличением высоты и уменьшением скорости полета ракеты точность наведения ракеты на цель уменьшается, так как уменьшение располагаемых перегрузок ракеты и, как следствие, коэффициента усиления разомкнутого контура управления приводит к неконтролируемому росту ошибок самонаведения. Следовательно, дальняя граница эффективной зоны поражения зависит от скорости полета и высоты цели. Горизонтальные дальности до этой границы равны:

— на высотах до 25 км

$$r_{г.эф} = \begin{cases} 212 - 0,105V_{ц} \text{ (м/сек)} & \text{при } V_{ц} > 500 \text{ м/сек;} \\ 160 & \text{при } V_{ц} \leq 500 \text{ м/сек;} \end{cases}$$

— на высотах более 25 км

$r_{г.эф} = 88,23 - 0,195H$ (км) (активный участок).

Вертикальное сечение зоны поражения, заданной в программу работы ЦВМ «Пламя-КМ», показано на рис. 280.

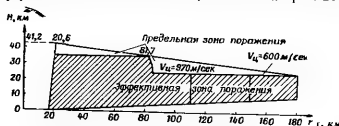


Рис. 280. Вертикальное сечение зоны поражения ЗРК С-200 при $P_{эф} = 0$

При обстреле малоразмерных скоростных целей реализуемая дальность стрельбы комплекса определяется:

- дальностью устойчивого автоматического сопровождения цели головкой самонаведения ракеты ($r_{ГСН}$);
- потребным соотношением между сигналом и шумом приемника ГСН, обеспечивающим заданную вероятность устойчивого сопровождения цели головкой самонаведения при старте ракеты;
- скоростью цели ($V_{ц}$);
- временем ракеты до точки встречи ($t_{в}$);

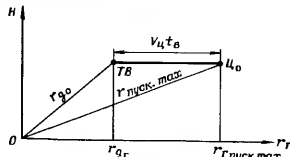


Рис. 281. К определению реализуемой дальности стрельбы

- курсовым параметром движения цели ($P_{ц}$);
- временем задержки старта после выдачи сигнала разрешения пуска ракеты.

При нулевом курсовом параметре и прямолинейном равномерном движении цели на постоянной высоте предельная

дальность стрельбы комплекса $r_{до}$ (рис. 281) определится соотношением

$$\sqrt{r_{до}^2 - H_{ц}^2} = \sqrt{r_{пуск. макс}^2 - H_{ц}^2} - V_{ц} t_{в},$$

где $r_{пуск. макс}$ — максимальная дальность пуска ракеты.

При условии $r_{пуск. макс} < r_{пуск. макс}$ ЦВМ максимальная дальность пуска ракеты определяется формулой

$$r_{пуск. макс} = \sqrt{\frac{P_{ср} D_{РПЦ} D_{ГСН}^2 S_{эф}}{(4\pi)^2 a P_0}} e^{-0,115 \Delta r_{ГСН} P_{ср}} \Delta,$$

где $P_{ср}$ — средняя излучаемая мощность РПЦ;
 $D_{РПЦ}$, $D_{ГСН}$ — коэффициент усиления передающей антенны РПЦ и приемной антенны ГСН соответственно;

λ — длина волны;

$S_{эф}$ — эффективная отражающая поверхность цели;

P_0 — чувствительность приемника ГСН;

a — коэффициент, учитывающий превышение принимаемого сигнала над собственными шумами, необходимое для реализации заданной вероятности устойчивого сопровождения цели ГСН при старте ракеты;

$r_{ГСН}$ — дальность АС ГСН с учетом влияния среды (при заданном значении a);

δ — затухание электромагнитной энергии, дБ/км;

Δ — поправка в дальность пуска на задержку старта ракеты относительно момента выдачи сигнала разрешения пуска.

При заданных параметрах РПЦ и ГСН

$$r_{пуск. макс} = A \sqrt{S_{эф}} e^{-0,115 \delta r_{ГСН}} \Delta,$$

где

$$A = \sqrt{\frac{P_{ср} D_{РПЦ} D_{ГСН}^2}{(4\pi)^2 a P_0}}.$$

Коэффициент A существенно зависит от режима работы РПЦ. При работе РПЦ в монохроматическом режиме его значение примерно на 15–16% больше по сравнению с фазокодоманипулированным режимом наведения ЗУР.

Величина эффективной отражающей поверхности цели зависит от размеров, формы и электрических свойств цели, ориентации цели относительно направления на ЗРК, поляризации поля и длины волны. На рис. 282 даны вероятностные интегральные характеристики эффективной отражающей по-

верхности некоторых целей при облучении их с носа в диапазоне углов $\pm 30^\circ$.

Известно, что кислород, водяные пары, все виды осадков и инородные частицы атмосферы поглощают энергию радиоволн. Следовательно, коэффициент поглощения радиоволн δ в зоне прямой видимости будет зависеть от высоты полета цели.

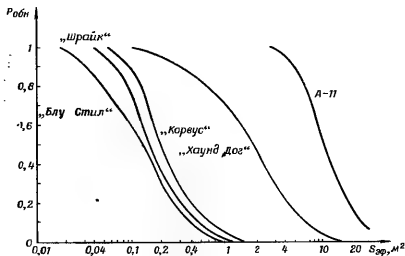


Рис. 282. Интегральные характеристики эффективной отражающей поверхности целей

Выражение

$$AV S_{эф} e^{-0,115 R_{ГСН}} P = r_{ГСН P}$$

представляет собой дальность автоматического сопровождения цели ГСН ракеты с учетом потребного соотношения сигнал/шум и влияния атмосферы на распространение радиоволн.

Зависимость дальности радиолокации в атмосфере $R_{атм}$ от дальности радиолокации R_0 в свободном пространстве показана на рис. 283.

Поправка в дальности пуска на задержку старта ракеты относительно момента выдачи сигнала разрешения пуска

$$\Delta = V_u (t_{00} + t_{сг}) \cos \varepsilon_u$$

где t_{00} — интервал времени между моментом срабатывания схемы выдачи разрешения пуска в кабине К-3М и моментом нажатия кнопки ПУСК в кабине К-2;

$t_{сг}$ — время задержки старта.

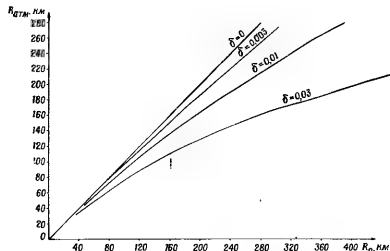


Рис. 283. Зависимость дальности радиолокации в атмосфере от дальности радиолокации в свободном пространстве

При боевой работе должны приниматься все меры по сокращению рабочего времени операторов $t_{оп}$, особенно при обстреле малоразмерных скоростных целей. При этом условии

$$\Delta_{ср} \approx 5V_u$$

Полетное время ракеты до точки встречи является функцией наклонной дальности до точки встречи, высоты, а также курсового параметра движения цели.

Среднее значение реализуемой дальности стрельбы в значительной степени зависит от эффективной отражающей поверхности и скорости целей. При изменении этих характеристик целей в возможном диапазоне математическое ожидание реализуемой дальности стрельбы комплекса изменяется примерно в три раза и составляет при обстреле целей типа «Блу Стилл» порядка 50 км, при обстреле целей B-52 — 150 км.

Зависимость предельной дальности стрельбы от высоты полета цели (при $\varepsilon_u > 3^\circ$) обусловлена:

- в нижней области зоны поражения — в основном изменением дальности действия ГСН и средней скорости ракеты;
- на больших высотах — летно-баллистическими характеристиками ракеты и параметрами контура управления (соотношением потребных и располагаемых перегрузок ракеты, обеспечивающих требуемую точность наведения ракеты на цель, при заданном значении ее скорости).

Для ориентировочной оценки в табл. 13 на основе данных испытаний ЗРК С-200 приведены значения горизонтальных реализуемых дальностей стрельбы по целям (в километрах).

Таблица 13

Высота цели, км	Истребитель-бомбардировщик		Крылатая ракета	
	$V_{ц} = 600$ м/сек	$V_{ц} = 970$ м/сек	$V_{ц} = 600$ м/сек	$V_{ц} = 970$ м/сек
1	—	—	—	—
5	60/56	—	49/43	—
10	85/73	—	56/46	—
15	90/74	69/56	57/45	41/32
20	82/70	66/56	56/44	41/30
25	82/69	65/53	54/42	40/29
30	80/68	64/51	52/40	37/26
35	79/67	63/50	50/37	37/22

Примечание. В числителе показана горизонтальная дальность $r_{г.д}$ при работе РПЦ в монохроматическом режиме, в знаменателе — горизонтальная дальность при работе в режиме ФКМ.

Реализуемая дальность стрельбы по малоразмерным скоростным целям зависит и от курсового параметра движения цели. Это объясняется тем, что в этих условиях стрельбы она определяется в основном дальностью действия головки самонаведения ракеты (при заданной скорости цели). Отражающие свойства цели весьма существенно меняются в зависимости от ракурса ее облучения. С увеличением курсового угла цели $\Sigma_{ф}$ возрастает. В диапазоне углов облучения $\pm 40^\circ$ (возможный интервал курсовых углов цели при нахождении ее на дальней границе зоны пуска) изменение эффективной отражающей поверхности учесть весьма затруднительно.

Для практических расчетов можно предположить, что дальняя граница зоны пуска ЗРК С-200 в горизонтальной плоскости при обстреле малоразмерных или скоростных целей ограничивается дугой окружности радиуса $\sqrt{r_{п.г.макс}^2 H^2}$, проведенной из точки старта ракеты (рис. 284). Расчеты показывают, что при этом условии с увеличением курсового угла движения цели предельная дальность стрельбы на 7—25% больше дальности стрельбы при нулевом параметре движения цели. Соответственно этому возрастает и значение реализуемого предельного параметра зоны поражения.

Ближняя граница зоны поражения

Ближняя граница зоны поражения при малых курсовых параметрах цели определяется горизонтальной дальностью стрельбы 17—21 км, при больших курсовых параметрах — максимально допустимым курсовым углом встречи $\varphi_{max} = 60^\circ$.

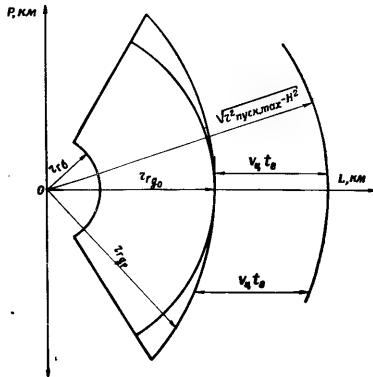


Рис. 284. К определению радиуса дуги окружности дальней границы зоны поражения в горизонтальной плоскости

При методе пропорционального сближения вектор скорости ЗУР должен отслеживать мгновенную точку встречи. Угол старта ракеты постоянный (48°), т. е. не зависит от параметров движения цели. Следовательно, вектор скорости ЗУР в момент ее старта, как правило, не будет совпадать с мгновенной точкой встречи. Ограниченность нормальных перегрузок ракеты требует определенного времени для отработки начальной ошибки в положении ее вектора скорости. Продолжительность этого времени и определяет удаление ближней границы зоны поражения при малых курсовых параметрах цели.

Значение максимального курсового угла цели в районе точки встречи ограничивается в основном двумя факторами: — обеспечением развязки приемного и передающего каналов РПЦ при малых радиальных составляющих скорости цели; — возможностью реализации требуемых траекторий ракеты.

(42)

Рассмотрим кратко эти факторы.

На рис. 43 показана характеристика режекторного фильтра приемного канала РПЦ. Полоса пропускания Δf режекторного фильтра определяет нижний предел радиальной составляющей скорости цели, при котором возможно ее сопровождение радиолокатором подсвета цели.

Известно, что при приближении цели

$$\dot{r}_n = -V_n \cos \epsilon_n \cos \varphi_n.$$

Тогда максимальное значение курсового угла цели определится условием

$$q_{\max} = \arccos \frac{|\dot{r}_{n\min}|}{V_n \cos \epsilon_n},$$

где $|\dot{r}_{n\min}|$ — предельное значение радиальной составляющей скорости цели, при котором возможно ее сопровождение РПЦ.

Это условие позволяет определить максимальное значение курсового угла движения цели в районе точки встречи в зависимости от скорости, курсового параметра и высоты полета цели:

$$q_{\max} = f(V_n, P_n, H_n).$$

Из геометрических соотношений следует

$$\cos q_{\max} = \sqrt{\frac{P_n^2 + H_n^2}{H_n^2 + \frac{V_n^2}{|\dot{r}_{n\min}|^2} P_n^2}}.$$

Максимальные значения курсового угла цели по результатам расчета в градусах в районе точки встречи при $\dot{r}_{n\min} = 100$ м/сек приведены в табл. 14.

Таблица 14

$H, \text{ км}$	$V_n, \text{ м/сек}$	$P_n, \text{ км}$					
		10	20	30	40	50	60
35	300	38,0	54,5	61,5	64,5	66,5	68,0
	600	58,0	67,0	75,5	77,5	78,5	79,0
	1000	70,0	78,5	81,0	82,5	83,0	83,5
25	300	46,5	60,5	65,5	67,5	68,5	69,0
	600	65,5	75,0	77,5	78,5	79,5	79,5
	1000	76,0	81,0	82,5	83,0	83,5	84,0

$H, \text{ км}$	$V_n, \text{ м/сек}$	$P_n, \text{ км}$					
		10	20	30	40	50	60
15	300	57,5	66,0	68,5	69,5	70,0	70,0
	600	73,0	78,5	79,5	80,0	80,0	80,0
5	300	68,5	70,0	70,5	70,0	70,5	70,5
	600	79,5	80,0	80,5	80,5	80,5	80,5

Из табл. 14 видно, что максимальное значение курсовых углов цели при $P_n \geq 20$ км и $V_n = 300-1000$ м/сек лежит в пределах 54,5—84°.

В комплексе С-200 наведение ракеты на цель осуществляется по методу пропорционального сближения или по комбинированному методу, сочетающему метод постоянного угла упреждения с методом пропорционального сближения. Выбор метода самонаведения производится до старта ракеты цифровой вычислительной машиной «Пламя-КМ». Если по летное время до точки встречи менее 70 сек, т. е. стрельба ведется в близкую область зоны поражения, то самонаведение ракеты на цель осуществляется по методу пропорционального сближения. При стрельбе в дальнюю область зоны поражения самонаведение ракеты на цель в первые 30 сек полета производится по методу постоянного упреждения и в последующее время — по методу пропорционального сближения.

Таким образом, встреча ракеты с целью осуществляется только при методе пропорционального сближения.

Уравнение метода пропорционального сближения в плоскости курса (рис. 285) имеет следующий вид:

$$\beta_{V_p} = b \beta_{D'}$$

где b — коэффициент пропорциональности, зависящий от параметров контура самонаведения и условий встречи ракеты с целью.

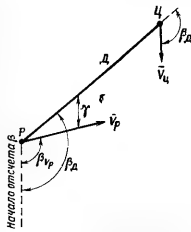


Рис. 285. К определению метода пропорционального сближения

При выбранном методе наведения и заданных летных характеристиках ракеты движение ЗРП полностью определяется положением цели в момент старта и ее последующим движением. Критерием осуществимости требуемого движения ракеты является одновременное выполнение условий:

$$K_p > K_r;$$

$$t_{б.д} > t_{б.ц};$$

$$\gamma_a > \gamma_r.$$

где K_p — кривизна траектории ракеты в данных условиях полета;

K_r — кривизна требуемой траектории ракеты;

$t_{б.д}$ — время боевого действия ракеты;

$t_{б.ц}$ — полетное время ракеты до точки встречи;

γ_a — допустимое значение угла упреждения ракеты;

γ_r — требуемое значение угла упреждения ракеты.

В теории пропорционального наведения доказывается, что при соотношении скоростей ракеты и цели, большем единицы, и коэффициенте пропорциональности $b > 4$ кривизна кинематической траектории ракеты в районе точки встречи стремится к нулю при подходе ракеты к цели с любого направления. При стрельбе вдогон к нулю стремится не только кривизна кинематической траектории, но и угол отклонения рулей ракеты.

Время боевого действия ракеты $t_{б.д}$ ограничивается моментом времени, после которого величина скорости ракеты не обеспечивает ее движение по требуемой траектории и встрече с целью. Очевидно, что это время зависит от скорости, высоты полета цели и положения точек встречи.

В течение всего времени сближения ракеты с целью угол упреждения γ_r не должен превосходить допустимого значения, определяемого величиной прокачки антенн ГСН и угла атаки ракеты.

Анализ показывает, что определяющим условием, ограничивающим максимальное значение курсового угла встречи, является условие развязки приемного и передающего каналов радиолокатора подсвета цели, т. е. ограничение диапазона радиальных скоростей целей, при котором возможно их сопровождение, значением 60—100 м/сек. По условию осуществимости кинематических траекторий при коэффициенте метода, свойственном ЗРК С-200, и соотношении скоростей ракеты и цели, большем единицы, возможно значительное расширение зоны поражения по курсовому углу и проведение стрельбы не только на встречных курсах, но и вдогон.

При выработке границ зоны поражения в ЦВМ «Гламя-КМ» значение максимального курсового угла прицела равно 60°.

Верхняя и нижняя границы зоны поражения

Зенитный ракетный комплекс С-200 обеспечивает обстрел воздушных целей на высотах от 300 м до 35 км (рис. 277).

Верхняя граница зоны поражения в основном определяется маневренными возможностями ракеты и параметрами контура управления. Летно-баллистические характеристики ракеты и параметры контура управления должны обеспечивать требуемую точность наведения ракеты на цель при заданной величине ее скорости. Для обеспечения требуемой точности наведения ракеты на цель располагаемые перегрузки должны превосходить потребные перегрузки ракеты, включающие кинематическую составляющую и флюктуационную составляющую, зависящую от внешних возмущений и случайной входной величины контура самонаведения.

Нижняя граница зоны поражения определяется в основном влиянием земли на работу радиолокационных средств комплекса. Минимальная высота зоны поражения по результатам экспериментальных пусков боевых ракет в условиях равнинной местности может достигать 300 м.

Характерной особенностью комплекса С-200 является большая зависимость нижней границы зоны поражения от углов укрытия позиции комплекса. Для снижения нижней границы реализуемой зоны поражения необходимо уменьшать углы укрытия не только антенного поста РПЦ, но и головок самонаведения ракет, находящихся на пусковых установках.

Дальность прямой видимости РПЦ и ГСН на малых высотах

$$D_p = \sqrt{(R_z \sin \epsilon_y)^2 + 2H_{ц}R_z} - R_z \sin \epsilon_y,$$

где R_z — радиус Земли с учетом рефракции радиоволн ($R_z = 8400$ км);

$H_{ц}$ — высота цели;

ϵ_y — угол укрытия РПЦ.

Для ЗРК С-200

$$\epsilon_y = \epsilon_{y_{ант}} + \Delta \epsilon_{ант},$$

где $\epsilon_{y_{ант}}$ — угол укрытия антенн РПЦ;

$\Delta \epsilon_{ант}$ — поправка, обусловленная влиянием земли на работу РПЦ.

Предельная дальность стрельбы комплекса по низколетящей цели

$$r_{а.к} = D_p - V_{ц}(t_1 + t_{б.ц}),$$

где $t_n = f(r_{ан})$;

$$t_1 = t_{зехв} + t_{ГСН} + t_{тн};$$

$t_{зехв}$ — время на захват цели РПЦ;

$t_{ГСН}$ — время на захват цели ГСН с учетом требуемого соотношения сигнал/шум;

$t_{оп}$ — интервал времени между моментом выдачи сигнала разрешения пуска ракеты и нажатием кнопки ПУСК.

Путем совместного решения вышеприведенных уравнений получим

$$H_n = \frac{[r_{ан} + V_n(t_1 + t_n) + R_n \sin \varepsilon_y]^2 - (R_n \sin \varepsilon_n)^2}{2R_n},$$

где $t_n = f(r_{ан})$.

Из последней формулы следует, что высота обстрела цели является функцией дальности стрельбы, скорости цели, угла укрытия позиции ЗРК и рабочего времени по захвату цели на АС РПЦ и ГСН. Задавшись этими величинами, можно определить минимальную высоту обстрела цели для каждого конкретного случая.

2. ВОЗМОЖНОСТИ КОМПЛЕКСА ПО ОБСТРЕЛУ ЦЕЛЕЙ, ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНО ВХОДЯЩИХ В ЗОНУ ПУСКА

Возможности комплекса по последовательному обстрелу целей до израсходования запаса ракет на стартовой позиции определяются циклом стрельбы комплекса и временем перезарядки пусковых установок и подготовки ракет к старту

Цикл стрельбы комплекса

Цикл стрельбы комплекса характеризуется временем, необходимым для обстрела цели одной тресью ракетами, и временем переноса огня на последующую цель, т. е. интервалом времени между моментами нажатия кнопки ПУСК по первой и второй целям:

$$T_{ц} = T_0 + T_n,$$

где $T_{ц}$ — время цикла стрельбы;

T_0 — время, необходимое на обстрел первой цели;

T_n — время переноса огня на последующую цель.

Время, необходимое на обстрел цели одним зрди, равно

$$T_0 = t_n + t_{тн} + t_{оп},$$

где t_n — время полета ракеты до точки встречи с учетом задержки старта;

$t_{тн}$ — сумма временных интервалов между пусками ракет в очереди;

$t_{оп}$ — время, потребное на оценку стрельбы и доклад о результатах ее на командный пункт.

Полетное время ракеты до точки встречи изменяется в широких пределах (30—200 сек) и зависит от дальности до точки встречи, высоты и курсового параметра движения цели.

Минимально допустимые значения интервалов между пусками ракет в очереди ($\Delta t_{мин}$) в зависимости от скорости цели и наклонной дальности до цели в момент пуска первой ракеты приведены в табл. 15.

Таблица 15

$V_{ц}, \text{ м/сек}$	$\Delta t_{мин}, \text{ сек}$			
	$t_{пуск}$	70 км	70 км	$t_{пуск}$
260	10		20	25
600	10		15	20
970	5		10	15

Время, потребное на оценку стрельбы и доклад о результатах ее, принимается равным 12 сек.

Время переноса огня на последующую цель включает следующие составляющие:

$$T_n = t_{цз} + t_{к-9} + t_{разв} + t_{зехв} + t_{ГСН} + t_{оп},$$

где $t_{цз}$ — время выдачи одного целеуказания из ПБУ (АСУРК-1МА) в кабину К-9;

$t_{к-9}$ — время на обсчет и выдачу целеуказания из кабины К-9 на РПЦ;

$t_{разв}$ — время на отработку целеуказания радиолокатором подсвета цели;

$t_{зехв}$ — время на захват цели РПЦ;

$t_{ГСН}$ — время на захват цели ГСН;

$t_{оп}$ — интервал времени между моментами выдачи сигнала разрешения пуска и нажатием кнопки ПУСК в кабине К-2.

Рассмотрим составляющие времени переноса огня T_n .

После обнаружения целей на индикаторах ПБУ (АСУРК-1МА) необходимо:

— произвести опознавание целей;

— взять цели на полуавтоматическое сопровождение (ПАС);

— определить высоту каждой цели;

— просмотреть утвержденные положения целей на УОТ, определить возможность входа целей в зону поражения комплекса, оценить их характеристики и выдать оператору ПБУ команды целеуказания;

— с помощью переключателей ПЦУ выдать в кабину управления К-9 целеуказания и распоряжения командира полка (бригады).

Выдача целеуказания возможна только после нажатия в кабине К-9 кнопки ЦИКЛ ОКОНЧЕН. Поэтому время выдачи одного целеуказания из ПБУ (АСУРК-1МА) в кабину К-9 необходимо включать в цикл стрельбы, предполагая, что остальные операции обработки цели на КП произведены одновременно.

Технические характеристики РПЦ обеспечивают разворот кабины К-1 по азимуту на 180° и антенны кабины К-1 по углу места до 70° за 15–16 сек. Время на обработку ЦУ РПЦ ($t_{\text{раз}}$) принимается равным 7 сек.

Время, потребное на захват цели РПЦ, зависит от точности принятого целеуказания, характера и состава цели. В общем случае

$$t_{\text{захв}} = t_{\text{поиск}} + t_{\text{АС}} + t_r + t_{\text{поискус}}$$

где $t_{\text{поиск}}$ — время поиска цели после обработки ЦУ;

$t_{\text{АС}}$ — время перевода РПЦ на АС цели по трем координатам (β , ϵ , r);

t_r — время перевода РПЦ на АС цели по дальности;

$t_{\text{поискус}}$ — время определения однозначной дальности.

Вероятность обнаружения цели РПЦ после обработки ЦУ определяется точностью целеуказания по угловым координатам. Если отметка от цели после обработки ЦУ не наблюдается на экранах индикаторов кабины К-2, то необходимо произвести круговое сканирование или секторный поиск. Время кругового сканирования составляет 2–3,6 сек, время секторного поиска в секторе $8^\circ \times 8^\circ = 45$ –50 сек, в секторе $4^\circ \times 4^\circ$ — порядка 25 сек.

Остальные составляющие времени $t_{\text{захв}}$ имеют следующие значения:

$t_{\text{АС}} = 6$ сек;

$t_{\text{АС}} + t_r = 19$ сек;

$t_{\text{поискус}} = 14$ сек.

Автоматическое сопровождение по четырем координатам применяется при стрельбе по группе целей, а по трем координатам — при стрельбе по одиночным целям.

При своевременной постановке ракет на подготовку время перевода головки самонаведения в режим «АС» цели после перехода на АС РПЦ не превышает 10 сек.

Интервал времени между моментами выдачи сигнала разрешения пуска и нажатием кнопки ПУСК в кабине К-2 по данным хронометрирования составляет порядка 5 сек.

Таким образом, время цикла стрельбы одного канала равно (при $t_{\text{ц}} = 9$ сек и $t_{\text{К-9}} = 8$ сек);

при обстреле одиночных целей

$$T_{\text{ц.с}} = (60 + t_{\text{в}} + t_{\text{н}} + t_{\text{поиск}}) \text{ сек};$$

при обстреле группы целей

$$T_{\text{ц.с}} = (85 + t_{\text{в}} + t_{\text{н}} + t_{\text{поиск}}) \text{ сек}.$$

Пример 1. Цель — крылатая ракета типа «Блу Стилл», обстреливается на предельной дальности ($r_{\text{д}} = 50$ км) двумя ракетами, $t_{\text{поиск}} = 0$.

Решение: 1) Полетное время до точки встречи $t_{\text{в}} = 60$ сек.

2) Временной интервал между пусками ракет $t_{\text{н}} = 10$ сек.

3) Цикл стрельбы $T_{\text{ц.с}} = 60 + 60 + 10 = 130$ сек.

Пример 2. Цель — тяжелый бомбардировщик типа В-58, обстреливается на предельной дальности ($r_{\text{д}} = 140$ км) тремя ракетами, $t_{\text{поиск}} = 0$.

Решение: 1) Полетное время ракеты до точки встречи $t_{\text{в}} = 160$ сек.

2) Сумма временных интервалов между пусками ракет в очереди $t_{\text{н}} = 30$ сек.

3) Цикл стрельбы $T_{\text{ц.с}} = 60 + 160 + 30 = 250$ сек.

Время перезарядки пусковой установки с помощью заряжающей машины 5Ю24 $t_{\text{перез}} = 100$ –120 сек. Время подготовки ракеты к старту $t_{\text{подг}} = 60$ сек.

Таким образом, $t_{\text{перез}} + t_{\text{подг}} = 180$ сек.

Следовательно, при наличии в стартовой батарее шести пусковых установок время перезарядки ПУ и подготовки ракеты к старту не будет ограничивать цикл стрельбы зрди.

Огневые возможности зрди при однократном переносе огня

Минимальный временной интервал между двумя целями, при котором возможен их последовательный обстрел одним зрди, определяется зависимостью

$$\Delta t_{\text{мин}} = T_{\text{пр}} - (T_{\text{ц.с}} + t_{\text{н}}),$$

где $T_{\text{пр}}$ — время пребывания второй цели в зоне пуска;

$T_{\text{ц.с}}$ — время цикла стрельбы по первой цели;

$t_{\text{н}}$ — сумма временных интервалов между пусками ракет в очереди при обстреле второй цели.

Приведенная зависимость верна при условии обстрела первой цели на предельной дальности.

Обстрел второй цели возможен, если

$$\Delta t \geq \Delta t_{\text{мин}}$$

где Δt — интервал времени между входом целей в зону пуска.

Значение Δt зависит от временного интервала между целями, их скорости, высоты и курсового параметра.

Время пребывания цели в зоне пуска является функцией скорости, высоты, курсового параметра цели, а также ее эффективной отражающей поверхности: $T_{\text{пр}} = f(V_{\text{ц}}, H_{\text{ц}}, P_{\text{ц}}, S_{\text{эф}})$.

Определение возможности обстрела одним зрди двух целей с переносом огня производится с использованием специальных номограмм, наносимых для наиболее характерных сочетаний скоростей и диапазонов высот полета целей на блан-

ки в масштабе экрана индикатора УОТ ПБУ-200 (АСУРК-1МА). Таблицы для построения номограмм, их вид и правила пользования ими приведены в приложении к Правилам стрельбы ЗУР системы-200.

3. ЭФФЕКТИВНОСТЬ СТРЕЛБЫ

Наиболее распространенными показателями эффективности стрельбы являются вероятность поражения одиночной цели и математическое ожидание числа пораженных целей при стрельбе по группе целей.

Математическое ожидание числа пораженных целей представляет собой сумму вероятностей поражения отдельных целей, составляющих группу. Следовательно, вероятность поражения одиночной цели является основным и достаточным критерием для оценки эффективности стрельбы ЗУР при решении различных задач стрельбы.

Вероятность поражения цели одной ракетой определяется:

- ошибками самонаведения ракеты на цель;
- параметрами боевой части ракеты и характеристиками срабатывания радиовзрывателя;
- уязвимостью цели;
- условиями встречи ракеты с целью;
- эксплуатационной надежностью стрельбового канала.

Характеристика ошибок самонаведения ракеты на цель

Величина промаха самонаводящейся ракеты определяется инструментальными, динамическими и флюктуационными ошибками наведения.

Инструментальные ошибки наведения ракеты связаны с погрешностями измерителей координат цели, счетно-решающего прибора и других элементов бортовой аппаратуры ЗУР. Для систем самонаведения характерно, что ошибки в определении входной величины (при наведении по методу пропорционального сближения угловой скорости линии ракета — цель) не могут быть устранены контуром управления, так как он не содержит измерителя, сравнивающего действительное и измеренное значение входной величины. Ракета, осуществляя маневр по входному воздействию, будет наводиться не на действительную, а на некоторую фиктивную цель. Величина ошибки в определении угловой скорости линии ракета — цель будет приводить к промаху ракеты.

Входным воздействием для счетно-решающего прибора системы самонаведения ракеты является угловая скорость антенны ГСН. Чтобы приблизить ее значение к значению угловой скорости линии ракета — цель, формирование команды управления ракетой осуществляется с учетом компенсацион-

ных поправок на обтекатель ракеты (на предпочтении радиоволн в его стенках).

Для уменьшения инструментальных ошибок наведения ракеты на цель с особой тщательностью должна производиться проверка и выставка номинальных значений сигналов, используемых для формирования команд управления.

Динамические ошибки наведения являются ошибками в обработке системой управления входного сигнала, определяющего при заданном методе самонаведения траекторию полета ЗУР.

Контур управления ракетой представляет собой систему автоматического управления с ограниченной мощностью из-за ограниченности располагаемых перегрузок ракеты. Поэтому систематическая составляющая динамической ошибки будет зависеть от кривизны требуемой траектории, положения точки встречи ракеты с целью и динамических качеств контура самонаведения.

Кривизна требуемой траектории при заданном методе наведения определяется параметрами движения цели (в первую очередь ее скоростью) и скоростью ракеты. Величина располагаемых перегрузок в основном зависит от высоты цели и скорости ракеты. При некотором значении высоты полета и скорости ракеты величина располагаемых перегрузок ее не будет обеспечивать движение ракеты к цели по кинематической траектории. Недостаточность располагаемых перегрузок и, как следствие, уменьшение коэффициента усиления разомкнутого контура управления обуславливает неконтролируемый рост динамической ошибки самонаведения ракеты на цель. Величина этой ошибки и определяет положение дальней границы эффективной зоны поражения.

Изменение параметров системы управления, переходные процессы в контуре самонаведения, маневр цели, переход с одного метода наведения на другой будут вызывать случайные составляющие динамической ошибки самонаведения ракеты на цель.

Динамическая ошибка включает как систематическую, так и случайную составляющие. Для уменьшения этой ошибки в состав команды вводятся поправки на продольное ускорение и вес ракеты.

Флюктуационными ошибками самонаведения принято называть ошибки, обусловленные изменением условий отражения сигнала от цели, внутренними шумами аппаратуры контура самонаведения и действием возмущающих аэродинамических сил и моментов. Пеленгаторы с мгновенным равновесным направлением не чувствительны к амплитудным флюктуациям отраженного от цели сигнала.

Распределение координат точек пересечения траекторий полета ракеты с картинной плоскостью из-за влияния всех ле-

речисленных выше источников ошибок самонаведения ракеты на цель характеризуется нормальным законом:

$$\varphi(x, z) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_z} e^{-\frac{1}{2}\left[\frac{(y-h_x)^2}{\sigma_x^2} + \frac{(z-h_z)^2}{\sigma_z^2}\right]},$$

где h_x и h_z — систематические ошибки самонаведения (математические ожидания) в вертикальной и наклонной плоскостях (характеризуют отклонение центра рассеивания траектории относительно цели); σ_x и σ_z — средние квадратические отклонения ошибок самонаведения (характеризуют рассеивание траекторий относительно средней траектории).

Понятие о факторах, определяющих закон поражения цели

Условным законом поражения цели называется зависимость вероятности поражения цели от координат точки подрыва боевой части ракеты в картинной плоскости.

Условный закон поражения цели определяется уязвимостью цели, условиями встречи ракеты с целью, характеристиками боевой части ракеты и параметрами срабатывания радиовзрывателя.

Поражающее воздействие осколочно-фугасной боевой части ракеты при наличии ошибок самонаведения в основном достигается осколками, попадающими в жизненно важные агрегаты цели (двигатели, топливные баки с трубопроводами, кабину летчика, бомбовую нагрузку или боевую часть). Наличие у воздушной цели нескольких агрегатов одного и того же предназначения повышает ее живучесть, снижая вероятность поражения цели одной ракетой. Уязвимость стратегического бомбардировщика ниже уязвимости истребителя-бомбардировщика и тем более крылатой ракеты.

Уязвимость воздушной цели в значительной степени зависит от высоты ее полета. На высотах более 15–20 км вероятность поражения цели при заданном промахе ракеты снижается главным образом за счет снижения вероятности воспламенения горючего при попадании осколков боевой части ракеты в топливные баки и трубопроводы топливной системы.

Характеристика боевой части и радиовзрывателя ракеты приведена в главе IV.

Условный закон поражения цели при стрельбе ЗР 5Б21А достаточно хорошо аппроксимируется зависимостью

$$\sigma(r) = 1 - e^{-\frac{r^2}{R^2}},$$

где r — величина промаха;

σ_0 — параметр условного закона поражения цели, зависящий от характеристик боевой части ракеты и радиовзрывателя, уязвимости цели и условий стрельбы.

Вероятность поражения цели

Поражение цели можно представить в виде сложного события, состоящего в совместном выполнении двух простых событий:

1) подрыва боевой части ракеты в точке с координатами y, z относительно цели; плотность распределения ошибок наведения в картинной плоскости описывается двумерным нормальным законом $\varphi(y, z)$;

2) поражения цели элементами боевой части при условии подрыва ее в точке с координатами y, z ; вероятность поражения цели при заданном промахе определяется условным законом поражения $\sigma(y, z)$.

Тогда поражение цели одной ракетой на основе формулы полной вероятности будет определяться зависимостью

$$P_1 = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \varphi(y, z) \sigma(y, z) dy dz.$$

При определении эффективности стрельбы расчет вероятности поражения цели производится с учетом эксплуатационной надежности средств стрельбового канала комплекса. Коэффициент надежности боевой работы $K_{б.р.}$ характеризует вероятность безотказного функционирования аппаратуры и оборудования при стрельбе.

Значения вероятности поражения цели одной ракетой 5Б21А приведены в табл. 16.

Таблица 16

$H, \text{ км}$	$r, \text{ км}$	$P, \text{ км}$	$V_{ц}, \text{ м/сек}$	P_1		
				Ту-16	МиГ-17	КРМ
35	20	$0-P_{\max}$	1000	0,45	0,70	0,77
	20	$0-P_{\max}$	600	0,55	0,85	0,97
	50	$0-P_{\max}$	1000	0,37	0,77	0,94
	50	$0-P_{\max}$	600	0,54	0,84	0,96
	80	$0-20$	1000	0,29		
	80	$0-20$	600	0,51		

$H, \text{ км}$	$r_1, \text{ км}$	$P, \text{ шт}$	$t_{\text{ц. ч. стр.}}$	P_s		
				Ту-16	МиГ-17	КРМ
25	20—50	$0-P_{\text{max}}$	1000—600	0,46	0,79	0,95
	100	$0-P_{\text{max}}$	1000—600	0,42		
	150	$0-P_{\text{max}}$	1000	0,28		
	150	$0-P_{\text{max}}$	600	0,40		
30	20	$0-P_{\text{max}}$	1000	0,77	0,92	0,99
	20	$0-P_{\text{max}}$	600	0,74	0,90	0,99
	20	$0-P_{\text{max}}$	300	0,73	0,89	0,99
	50	$0-P_{\text{max}}$	300—1000	0,77	0,94	0,99
	100	$0-P_{\text{max}}$	300—1000	0,74	0,90	0,99
	150	$0-P_{\text{max}}$	300—1000	0,71		
15	20	$0-P_{\text{max}}$	1000	0,93	0,98	0,99
	20	$0-P_{\text{max}}$	600	0,92	0,98	0,99
	20	$0-P_{\text{max}}$	300	0,91	0,96	0,99
	50	$0-P_{\text{max}}$	300—1000	0,93	0,98	0,99
	100	$0-P_{\text{max}}$	300—1000	0,91	0,97	
	150	$0-P_{\text{max}}$	30—1000	0,77		
5	15—60	$0-P_{\text{max}}$	300—600	0,61	0,90	0,99
	15—30	$0-P_{\text{max}}$	300—600	0,61	0,84	0,99

Вероятность поражения цели n ракетами без учета накопления ущерба определяется зависимостью

$$P_n = K_{\text{б. в.о}} [1 - (1 - K_{\text{б. в.р}} P_1)^n],$$

где $K_{\text{б. в.о}}$ — коэффициент надежности боевой работы общекабельных блоков комплекса (РЦП, кабины К-3М);

$K_{\text{б. в.р}}$ — коэффициент надежности боевой работы ГСН, ракеты, пусковой установки, системы управления стартом и кабельных (по ракете) блоков кабины К-3М.

Для уничтожения целей с вероятностью не ниже 0,9 Правилами стрельбы рекомендуется назначать:

1) при стрельбе по одиночной неманеврирующей цели или постановщику непрерывных шумовых помех:

— по стратегическому бомбардировщику — две ракеты на высотах от 10 до 20 км и три ракеты во всех остальных случаях;

— по истребителю-бомбардировщику — три ракеты на высотах выше 20 км и скорости полета более 600 м/сек и две ракеты во всех остальных случаях;

— по крылатой ракете — две ракеты во всех случаях;

2) при стрельбе по одиночной неманеврирующей цели или постановщику непрерывных шумовых помех в предельной зоне поражения:

— три ракеты на высотах полета до 30 км и скорости полета до 600 м/сек;

— четыре ракеты — во всех остальных случаях.

ГРУППИРОВКА ЗРВ СМЕШАННОГО СОСТАВА ПРИ ОБОРОНЕ ОБЪЕКТОВ (РАЙОНОВ, НАПРАВЛЕНИЙ) ПВО СТРАНЫ

1. ЗАДАЧИ ЗРВ, ВИДЫ ГРУППИРОВОК И ИХ КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Зенитные ракетные войска являются основным родом Войск ПВО страны и во взаимодействии с другими родами войск (ИА, РТВ) могут решать следующие задачи:

— оборонять от ударов с воздуха важные административно-политические центры, промышленно-экономические районы и другие объекты (позиции ракетных войск, аэродромы дальней авиации, военно-морские базы, военные стратегические сооружения, крупные железнодорожные узлы, мосты, центры связи и др.);

— не допускать пролета авиации и крылатых ракет противника в глубь страны;

— в мирное время вести борьбу с самолетами и другими летательными аппаратами — нарушителями воздушных границ СССР.

В исключительных случаях ЗРВ могут также решать задачи по уничтожению наземного и надводного противника.

Оборона объектов, районов и направлений осуществляется группировками зенитных ракетных войск.

Группировка — это размещение сил и средств ЗРВ на местности для ведения боевых действий. Она состоит из боевых порядков полков и бригад ЗРВ.

Группировки могут быть объектовыми, зональными и зонально-объектовыми.

Объектовая группировка состоит из боевых порядков полков (бригад), обороняющих отдельные объекты или группы объектов со всех возможных направлений действий воздушного противника. Средства ЗРВ в этом случае сосредоточиваются на ближних и непосредственных подступах к обороняемому объекту (группе объектов) на небольшой глубине. Такая группировка применяется при недостатке средств для создания общей зоны ЗРВ и характерна для одноканальных комплексов, например для комплексов С-75 (С-75М).

Зональная группировка состоит из боевых порядков полков (бригад), обороняющих наиболее важные направ-

ления или промышленные районы страны. С увеличением количества прикрываемых объектов и уменьшением расстояния между ними предоставляется возможность переходить от обороны каждого объекта в отдельности к обороне общей группировкой группы объектов и районов.

При создании зональной группировки достигается некоторая экономия средств и создаются наиболее благоприятные условия для автоматизации управления огнем всей группировки.

Если зональная группировка создается на наиболее вероятных направлениях налетов средств воздушного нападения противника, то она может строиться в два эшелона и более.

Зональная группировка особенно эффективна, когда она включает многоканальные комплексы дальнего действия (С-400) в сочетании с другими системами ЗРВ.

Зонально-объектовая группировка — это сочетание зональной группировки с одновременным прикрытием отдельных объектов. При наличии АСУ в таких группировках может быть организована единая система управления огнем.

В настоящее время от обороны отдельных наиболее важных объектов страны переходят к обороне средствами ЗРВ группы объектов, промышленных районов или к созданию рубежей на направлениях наиболее вероятного действия воздушного противника вдоль государственной границы.

На вооружении зенитных ракетных Войск ПВО страны состоят стационарные и передвижные зенитные ракетные комплексы (одноканальные и многоканальные), которые по предназначению и дальности стрельбы подразделяются:

— на зенитные ракетные комплексы дальнего действия (дальняя граница зоны поражения более 100 км);

— на зенитные ракетные комплексы средней дальности (дальняя граница зоны поражения менее 100 км);

— на зенитные ракетные комплексы, предназначенные для борьбы с маловысотными целями.

Для обеспечения всесвязности и помехозащищенности зенитной ракетной обороны объектов, районов или направлений в состав группировок ЗРВ включаются полки и бригады, имеющие на вооружении ЗРК различных типов. Это обусловило создание группировок смешанного состава.

Построение группировки ЗРВ смешанного состава должно предусматривать:

— удобство, надежность и непрерывность управления подразделениями и частями;

— максимальное использование огневых возможностей зенитных ракетных комплексов до рубежа выполнения задачи;

— возможность поражения воздушного противника на всех высотах действительного огня комплексов;

- возможность полного использования имеющихся средств разведки воздушного противника и управления боевыми действиями подразделений и частей;

- исключение взаимных помех в работе радиолокационных средств;

- надежность взаимодействия соединений, частей и подразделений ЗРВ между собой, а также с ИА и другими средствами ПВО;

- возможность взаимного прикрытия позиций комплексов различного назначения от ударов с воздуха;

- живучесть боевых порядков группировки;

- возможность маневра подразделениями, ракетами и материальными средствами;

- наименьшую уязвимость для ядерного оружия и других средств поражения противника.

К объектовой группировке ЗРВ предъявляется также требование круговой обороны с сосредоточением основных усилий на наиболее вероятных направлениях налетов воздушного противника.

При решении вопроса создания наиболее рациональной группировки ЗРВ руководствуются определенными оперативно-тактическими нормами, которыми определяются:

- рубеж выполнения боевой задачи;

- рубеж расположения ЗРК;

- допустимые интервалы между ЗРК, расположенными на одном рубеже;

- потребное количество огневых комплексов, необходимое для обороны объекта, района или направления.

2. РАСЧЕТ РУБЕЖА ВЫПОЛНЕНИЯ БОЕВОЙ ЗАДАЧИ

Рубежом выполнения боевой задачи (РВЗ) называется рубеж, до которого огневые комплексы должны уничтожить цель, чтобы не допустить поражения обороняемого объекта.

Удаление этого рубежа зависит от высоты и скорости полета цели и применяемых ею средств поражения.

В качестве возможных средств нападения могут быть применены:

- самолеты — носители ядерных бомб; для поражения объектов с таких самолетов будут сбрасываться неуправляемые баллистические бомбы; задача группировки ЗРВ смешанного состава состоит в том, чтобы уничтожить самолет-носитель еще до сброса им бомб. Принято считать, что скорость самолета — носителя ядерных бомб может превышать 2М;

- самолеты — носители крылатых ракет класса «воздух — земля». Запуск этих ракет может производиться на большом удалении от объекта (например, запуск ракеты «Хауд Дог» со стратегического бомбардировщика В-52 может произво-

диться с дальности до 1300 км). Поэтому задачей группировки ЗРВ, включающей ЗРК С-200, будет уничтожение в первую очередь не самолета — носителя крылатой ракеты, а самой ракеты. При этом предусматривается, что ракета должна быть уничтожена до перехода ее в пикирование.

Рассмотрим расчет РВЗ отдельно для самолетов — носителей ядерных бомб и крылатых ракет класса «воздух — земля».

Расчет РВЗ для самолетов — носителей ядерных бомб

Вывод формулы для расчета РВЗ поясняется рис. 286, на котором приняты следующие обозначения:

ζ_1 — положение цели в момент сбрасывания бомбы;

ζ_2 — положение цели в момент падения бомбы;

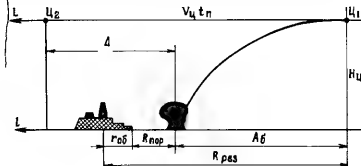


Рис. 286. К расчету РВЗ для самолетов — носителей ядерных бомб

$H_{ц}$ — высота цели, м;

$V_{ц}$ — скорость цели, м/сек;

Δ — линейное отставание бомбы, м;

t_n — время падения бомбы, сек

Из рис. 286 видно, что

$$R_{РВЗ} = r_{об} + R_{пор} + \Delta.$$

Величина $r_{об}$ обозначает радиус объекта; за радиус объекта принимается радиус наименьшей окружности, описанной вокруг объекта и касающейся хотя бы двумя точками его границ.

Величина $R_{пор}$ обозначает радиус поражения объекта ударной волной (в км). $R_{пор}$ принимается равным 5 км для объектов, представляющих промышленные и жилые сооружения из кирпича и железобетона, и 10 км для объектов, представляющих предприятия химической и атомной промышленности, открытое оборудование энергетических сооружений, а также для больших административно-политических центров. Для че-

которых объектов он может приниматься равным 15 км. Учет радиуса поражения при расчете РВЗ необходим потому, что современные средства поражения могут причинить объекту значительный ущерб, если эпицентр взрыва бомбы находится вне границ объекта, но последний расположен в зоне поражения данной бомбы.

Величина A_0 обозначает относ бомбы (в км), сброшенной с самолета-носителя, высота и скорость полета которого равны расчетным значениям. Высота и скорость полета цели для определения РВЗ во всех случаях принимается максимальной в соответствии с поставленной задачей полку (бригаде).

Величина A_0 определяется по табл. 1 Боевого устава ЗРВ (полк — бригада) для характеристического времени $\theta = 21$ сек. Для скорости цели 3500 км/ч относ бомбы приведен в табл. 17.

Таблица 17

$H_{ц}, м$	10 000	15 000	20 000	25 000	30 000	35 000
$A_0, м$	17 500	24 900	35 700	46 700	57 900	65 400

Если для определения величины A_0 высоту и скорость полета цели брать максимальными, на которые рассчитан ЗРК С-200 по своим тактико-техническим данным, т. е. $H_{ц} = 35$ км и $V_{ц} = 3500$ км/ч, то из табл. 17 $A_0 = 65400$ м.

Пример. Определить $R_{РВЗ}$ для $H_{ц} = 35$ км и $V_{ц} = 3500$ км/ч, если $r_{об} = 10$ км и $R_{пер} = 10$ км.

Решение. $R_{РВЗ} = r_{об} + R_{пер} + A_0 = 10 + 10 + 65,4 \approx 85$ км.

При построении группировки для обороны крупных объектов и промышленных районов РВЗ наносится не от центра, а от внешних границ объекта (района). Тогда РВЗ рассчитывается по формуле

$$D_{РВЗ} = R_{пер} + A_0,$$

где $D_{РВЗ}$ — удаление РВЗ от внешних границ объекта (района).

Расчет РВЗ для крылатых ракет класса «воздух — земля»

В этом случае удаление рубежа выполнения боевой задачи (рис. 287) рассчитывается по формуле

$$R_{РВЗ} = r_{об} + R_{пер} + H_{ц} \operatorname{ctg} \lambda_{п} = r_{об} + R_{пер} + 1,2 H_{ц},$$

$\lambda_{п}$ — угол пикирования крылатой ракеты на объект; оптимальные углы пикирования на объект составляют 40°–60° ($\operatorname{ctg} 40^\circ = 1,2$);

$$H_{ц} \operatorname{ctg} \lambda_{п} = 1,2 H_{ц} = A_{кр.р.}$$

Формула расчета РВЗ для крылатых ракет класса «воздух — земля» аналогична формуле расчета РВЗ для баллистических бомб с той лишь разницей, что величина A для крылатой ракеты берется равной $A_{кр.р.} = 1,2 H_{ц}$ (1,2 — коэффициент, принятый для условия пикирования под углом 40°).

Возникает вопрос, какой рубеж выполнения задачи брать за исходный при построении группировки ЗРВ на оборону объектов (районов, направлений)? Или для баллистической бомбы, или для крылатой ракеты? Очевидно, надо брать тот РВЗ, у которого величина A больше.

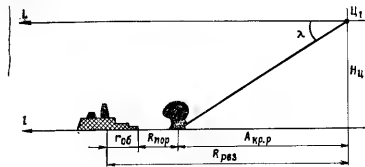


Рис. 287. К расчету РВЗ для крылатых ракет класса «воздух — земля»

Пример. Определить величину A для баллистической бомбы и крылатой ракеты, если $H_{ц} = 30$ км и $V_{ц} = 3500$ км/ч.

Решение. $A_0 = 35,7$ км (из табл. 1 Боевого устава ЗРВ).

$A_{кр.р.} = 1,2 H_{ц} = 1,2 \cdot 30 = 36$ км.

Из данного примера видно, что $A_0 > A_{кр.р.}$. Поэтому за исходный РВЗ при построении группировки надо брать РВЗ для самолета — носителя ядерных бомб, так как положение цели в момент сбрасывания бомбы от объекта будет дальше, чем положение крылатой ракеты в момент начала пикирования. Отсюда следует, что стартовые позиции огневых комплексов должны быть расположены так, чтобы их зоны поражения были вынесены за РВЗ, рассчитанный для самолета — носителя ядерных бомб, летящего на максимальных расчетных скорости и высоте полета. При этом до РВЗ надежно будет обеспечиваться уничтожение целей, имеющих меньшую высоту и скорость полета по сравнению с расчетными значениями (относ бомбы для этих целей будет меньше).

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УДАЛЕНИЯ РУБЕЖА РАСПОЛОЖЕНИЯ ЗРК С-200 ОТ ГРАНИЦ ОБОРОНЯЕМОГО РАЙОНА ИЛИ НАПРАВЛЕНИЯ

Удаление рубежа расположения ЗРК С-200 от обороняемых районов (направлений) зависит от размеров зоны поражения комплекса для данных условий (типа цели, скорости и высоты полета) и положения рубежа выполнения задачи.

Огневые позиции ЗРК С-200 должны размещаться относительно рубежа выполнения задачи так, чтобы при минимальном количестве комплексов их зоны поражения максимально

выносились за этот рубеж в сторону, противоположную обороняемому району (направлению), с сохранением огневой связи. При обороне крупных промышленных районов с периметрами в сотни и тысячи километров ЗРК С-200, как правило,

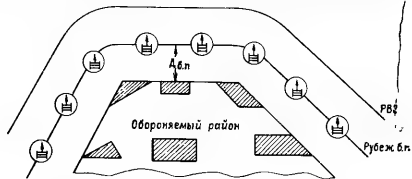


Рис. 288. Зональная группировка при обороне района

располагают в линейный боевой порядок и только некоторую часть их располагают по дуге окружности (рис. 288). При обороне наиболее важных направлений ЗРК С-200 располагают только в линейный боевой порядок.

Поэтому для зонально-объектовой и зональной группировки при определении удаления рубежа расположения комплек-

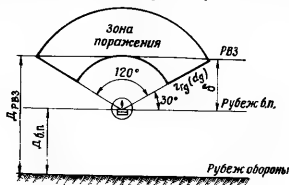


Рис. 289. К определению $D_{б.п.}$

сов $D_{б.п.}$ принимают за исходное условие линейный боевой порядок. В этом случае определяющим условием расположения комплексов будет вынос зоны поражения за РВЗ для наиболее сложных условий ведения боя (стрельба по крылатым ракетам).

Из рис. 289 видно, что

$$D_{б.п.} = D_{РВЗ} - \delta;$$

$$\delta = d_h \sin 30^\circ,$$

где d_h — горизонтальная дальность до дальней границы зоны поражения.

Пример. Определить удаление рубежа расположения комплексов С-200 при зональной группировке для следующих условий:

$$N_d = 35 \text{ км}, V_d = 3500 \text{ км/ч}, R_{обор} = 10 \text{ км}.$$

Решение. $A_6 = 65,4 \text{ км}$ (по табл. 1 Боевого устава ЗРВ).

$d_h = 37 \text{ км}$ (горизонтальная дальность до дальней границы зоны поражения при стрельбе по крылатой ракете на высоте 35 км, скорости 3500 км/ч и монотональном режиме излучения РПЦ — из таблицы Правил стрельбы ЗУР В-860П).

$$D_{РВЗ} = R_{обор} + A_6 = 10 + 65,4 = 75,4 \text{ км}.$$

$$\delta = d_h \sin 30^\circ = 37 \cdot 0,5 = 18,5 \text{ км}.$$

$$D_{б.п.} = D_{РВЗ} - \delta = 75,4 - 18,5 = 57 \text{ км}.$$

Из данного примера видно, что при организации обороны районов и важных направлений комплексами С-200 дальность их боевых порядков следует принять около 60 км. При таком удалении комплексов от внешних границ района (направления) обеспечивается надежная оборона от носителей ядерных бомб с радиусом поражения 10 км, имеющих скорость до 3500 км/ч и высоту полета до 35 км.

4. ИНТЕРВАЛЫ МЕЖДУ ПОЗИЦИЯМИ ЗРК, РАСПОЛОЖЕННЫХ НА ОДНОМ РУБЕЖЕ

Интервалы между позициями ЗРК С-200, расположенных на одном рубеже, могут быть максимальными, минимальными или такими, при которых обеспечивается обстрел всех целей, летящих с заданной плотностью.

Максимальные интервалы. Для создания сплошной по фронту зоны поражения минимальным количеством средств интервалы между позициями ЗРК С-200 должны быть максимальными, т. е. равными двум предельным курсовым парамет-

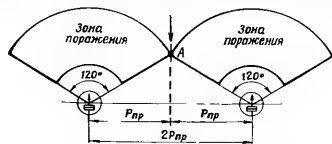


Рис. 290. К понятию о максимальном интервале между позициями ЗРК С-200

рам ($2P_{пр}$) в заданном диапазоне высот для наиболее сложных условий боевых действий. Такой интервал обеспечивает смыкание двух зон поражения соседних комплексов для заданной высоты (рис. 290).

Для крылатых ракет типа «Хаунд Дог» и «Блу Стил», имеющих скорость около 600 м/сек, предельный курсовой параметр в зависимости от высоты полета при режиме монохроматического излучения и предельной зоне поражения приведен в табл. 18.

Таблица 18

$H_{ц}, км$	1	5	10	16	20	25	30	35
$P_{пр}, км$	17	46	53	54	53	52	50	49

Из табл. 18 видно, что минимальный предельный курсовой параметр для крылатых ракет соответствует высоте 1 км и равен 17 км. Следовательно, для сохранения огневой связи между соседними комплексами максимально допустимый интервал не должен превышать 34 км ($2P_{пр} = 34 км$).

Для высот полета цели 5—35 км предельный курсовой параметр колеблется в пределах 46—54 км ($2P_{пр} = 92—108 км$).

При расположении соседних комплексов по фронту на интервалах 34 км или 92—108 км в зависимости от расчетной высоты полета цели обеспечивается пуск двух ракет с каждого стрельбового канала по цели, летящей через стык зон поражения.

Учитывая экономический фактор (уменьшение количества комплексов при создании зональной и зонально-объектовой группировок) и то обстоятельство, что между позициями комплексов С-200 могут располагаться маловысотные комплексы С-125 или комплексы средней дальности С-75, максимально допустимый интервал для системы-200 принимается равным 90 км.

При таком интервале обеспечивается огневая связь комплексов при стрельбе по крылатым ракетам (и тем более по истребителям-бомбардировщикам и стратегическим бомбардировщикам), имеющим скорость около 600 м/сек и высоту полета 5—35 км.

На высотах полета целей менее 5 км при интервале между комплексами 90 км между зонами поражения соседних комплексов образуется разрыв.

Максимальные интервалы между ЗРК при смыкании зон поражения в зависимости от высот и типа воздушных целей приведены в табл. 19.

Таблица 19

Высота полета цели	Тип ЗРК	Без помех	В условиях радиопомех	
		крылатая ракета	стратегический бомбардировщик	истребитель-бомбардировщик
Малые высоты	С-200	48	52	52
Средние и большие высоты	С-200	90	270	135

Минимальные интервалы. Минимальные интервалы между позициями ЗРК устанавливаются с учетом обеспечения живучести боевых порядков, исключения взаимных помех в работе радиолокационных стайций соседних комплексов и падения стартовых ускорителей ракет на позиции.

Эти интервалы между ЗРК С-200, радиолокаторы подсвета цели которых работают на частотах, отличающихся одна от другой на один частотный литер, составляют не менее 20 км.

РПЦ, работающие на частотах, отличающихся одна от другой на частотный диапазон и более, взаимных помех не создают даже при расположении на одной позиции.

Для обеспечения обстрела всех целей, осуществляющих налет с заданной плотностью, интервалы между позициями ЗРК С-200 должны соответствовать произведению двух предельных курсовых параметров и отношения возможностей по последовательному обстрелу целей k ожидаемой плотности налета, т. е.

$$l = 2P_{пр} \frac{P_n}{P_{н0}}$$

где P_n — возможность комплекса по последовательному обстрелу целей;

$P_{н0}$ — ожидаемая плотность налета.

Пример. Определить величину l , если $2P_{пр} = 90 км$, $P_n = 2 цели/мин$ и $P_{н0} = 4 цели/мин$.

$$\text{Решение. } l = 90 \cdot \frac{2}{4} = 45 км.$$

5. РАСЧЕТ ПОТРЕБНОГО КОЛИЧЕСТВА ЗРК С-200, НЕОБХОДИМОГО ДЛЯ ОБОРОНЫ ОБЪЕКТА, РАЙОНА ИЛИ НАПРАВЛЕНИЯ

При расчете количества комплексов С-200, необходимого для обороны объекта, района или направления, рассмотрим два случая:

— вокруг объекта (района) создается однослойная равномерная круговая оборона;

— организуется равномерная круговая оборона объекта (района) с целью отражения налета воздушного противника ожидаемой плотности.

В обоих случаях для сохранения огневой связи между комплексами будем исходить из условия стрельбы по малоразмерной цели (крылатой ракете). Как указывалось выше, для такого типа целей и высот 5—35 км удвоенное значение предельного курсового параметра $2P_{пр}$ принято равным 90 км. Эту величину и будем брать для дальнейших расчетов.

Для однослойной равномерной круговой обороны крупных объектов (районов) различной конфигурации потребное количество комплексов подсчитывается путем деления периметра рубежа расположения комплексов (длины боевого порядка) на двойное значение предельного курсового параметра, т. е.

$$K = \frac{L_{б.п.}}{2P_{пр}},$$

где K — потребное количество комплексов С-200;
 $L_{б.п.}$ — периметр (длина) боевого порядка.

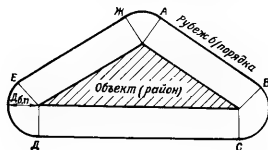


Рис. 291. К определению $L_{б.п.}$

Из рис. 291 следует

$$L_{б.п.} = (AB + CD + EJ) + (BC + ED + AK) = L_{об} + 2\pi L_{об.п.}$$

где $L_{об}$ — периметр объекта (района), который можно определить по карте.

Таким образом,

$$K = \frac{L_{об} + 2\pi L_{об.п.}}{2P_{пр}}.$$

Пример. Определить потребное количество комплексов С-200 для однослойной круговой обороны района, периметр которого 1800 км, а удаление рубежа расположения комплексов от внешних границ района $L_{б.п.} = 60$ км.

$$\text{Решение. } K = \frac{1800 + 2 \cdot 3,14 \cdot 60}{90} = 24 \text{ комплекса}^*.$$

Из этого примера видна рациональность и большая экономическая выгода, вытекающие из создания зональных группировок из ЗРК С-200 для организации круговой зенитной ракетной обороны целых районов страны. Действительно, огромная территория с периметром 1800 км и площадью около 200 000 км² надежно обороняется двадцатью четырьмя комплексами. Если же в отдельности оборонять каждый объект, расположенный на этой территории (а на ней может быть несколько десятков объектов), то потребовалось бы гораздо большее количество комплексов.

Количество комплексов, потребное для однослойной равномерной прикрытия рубежей на важных направлениях или сильно вытянутых объектов по длине, подсчитывается путем деления протяженности рубежа на двойное значение предельного курсового параметра, т. е.

$$K = \frac{L}{2P_{пр}},$$

где L — протяженность рубежа или сильно вытянутых объектов по длине.

Перейдем к определению потребного количества ЗРК С-200 для отражения налета заданной плотности.

Под плотностью налета понимается количество целей, которые пересекают зону пуска комплекса в единицу времени.

Максимальное количество целей N , которое может обстрелять один комплекс за время налета $t_{н.с.}$ равно

$$N = \frac{t_{н.с.}}{T_{ц.с.}}$$

где $T_{ц.с.}$ — продолжительность цикла стрельбы при обстреле цели на дальней границе зоны поражения.

Будем исходить из условия, что огонь ведется непрерывно до полного израсходования боекомплекта ракет, находящихся на позиции.

Если один комплекс в течение налета может уничтожить N целей, то m комплексов в данном секторе (при условии пе-

* Для однослойного прикрытия этого района комплексами С-75 потребовалось бы около 70 комплексов.

рекрытия зои поражения m комплексов) смогут уничтожить N_m целей, т. е. в m раз больше:

$$N_m = \frac{t_n}{T_{ц.с}} m.$$

Из этого выражения можно определить число комплексов m , необходимое для уничтожения всех целей, участвующих в налете в секторе одного комплекса:

$$m = \frac{N_m}{t_n} T_{ц.с} = \Pi_n T_{ц.с},$$

где Π_n — плотность налета.

Из последнего выражения видно, что потребное количество комплексов m прямо пропорционально плотности налета и длительности цикла стрельбы. Отсюда следует, что сокращение длительности цикла стрельбы приводит к уменьшению потребного количества комплексов.

Зная количество комплексов, необходимое для отражения налета заданной плотности в секторе одного комплекса, можно определить потребное количество комплексов для равномерной круговой обороны объекта (района) по следующей формуле:

$$K' = km = \frac{L_{об} + 2\pi D_{об.п}}{2P_{пр}} \Pi_n T_{ц.с}.$$

Соответственно этому количество комплексов, необходимое для отражения налета заданной плотности, для обороны рубежей на важных направлениях определяется по формуле

$$K' = km = \frac{L}{2P_{пр}} \Pi_n T_{ц.с}.$$

6. ПОСТРОЕНИЕ СМЕШАННЫХ ГРУППИРОВОК ЗРВ

Организация всевысотной зенитной ракетной обороны с использованием ЗРК С-200

Всевысотная зенитная ракетная оборона обеспечивается созданием смешанных группировок ЗРВ, состоящих из ЗРК С-200 и С-75, из ЗРК С-200 и С-125 или из ЗРК С-200, С-75 и С-125.

При создании бригад смешанного состава из трех типов ЗРК возникают значительные трудности в управлении боевыми действиями, организации эксплуатации вооружения, боевой подготовке личного состава и поддержании постоянной боевой

готовности. Поэтому в таких бригадах необходимо обращать особое внимание на четкую организацию управления, эксплуатацию боевой техники и подготовку личного состава.

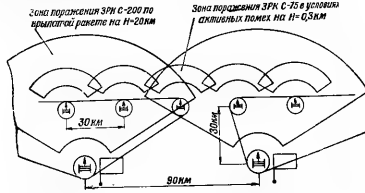


Рис. 292. Принцип создания всевысотной зенитной ракетной обороны с использованием ЗРК С-200 и С-75

Принцип построения всевысотной зенитной ракетной обороны на базе ЗРК С-200 и С-75 поясняется на рис. 292, а на базе ЗРК С-200 и С-125 — на рис. 293.

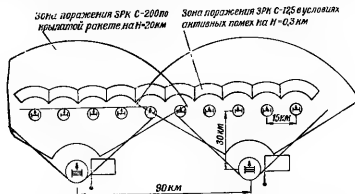


Рис. 293. Принцип создания всевысотной зенитной ракетной обороны с использованием ЗРК С-200 и С-125

Применение ЗРК С-200 наиболее эффективно в зональных группировках, создаваемых для обороны крупных экономических районов или воздушных направлений. ЗРК С-200 могут использоваться и в объектовых группировках для непосредственного прикрытия объектов самостоятельно или совместно с комплексами С-75 или С-125.

Соотношение между ЗРК различных типов в смешанных группировках

Соотношение между ЗРК различных типов в смешанных группировках определяется:

- составом и построением ожидаемого налета воздушного противника на малых, средних и больших высотах;
- размерами плоских зон поражения ЗРК для различных целей и высот их полета;
- временными характеристиками работы ЗРК и эффективностью стрельбы.

Количество ЗРК С-200 определяется с учетом воздействия ЗРК С-75 и С-125 на средних и малых высотах, а также состава и построения налета целей, характеристики которых выходят за пределы возможностей комплексов С-75 и С-125.

Таблица 20

Номер варианта	Тип цели	Тип ЗРК в смешанной группировке	Кратность перекрытия зон поражения на малых высотах	Количество ЗРК в группировке, способных бороться с целями, летящими		Соотношение типов ЗРК (количество ЗРК С-75 или С-125 делится на один ЗРК С-200)
				на малых, средних и больших высотах	только на средних и больших высотах	
1	Стратегические бомбардировщики	С-75 и С-200		28 С-75	4 С-200	7
2		С-125 и С-200		56 С-125	1 С-200	14
3	Тактическая авиация и крылатые ракеты	С-75 и С-200	1	28 С-75	11 С-200	2—3
4		С-125 и С-200		56 С-125	11 С-200	5—6
5	Стратегические бомбардировщики	С-75 и С-200		56 С-75	4 С-200	14
6		С-125 и С-200		112 С-125	4 С-200	28
7	Тактическая авиация и крылатые ракеты	С-75 и С-200	2	56 С-75	11 С-200	5—6
8		С-125 и С-200		112 С-125	11 С-200	11—12

В табл. 20 приведены минимально необходимые количество ЗРК различных типов и их соотношение для создания сплошной зональной группировки (рубежа протяженностью 1000 км), рассчитанное на одно и двукратное перекрытие зон поражения ЗРК С-75 или С-125 на малых высотах при отражении наиболее вероятных типовых налетов самолетов и крылатых ракет, проходящих через зональную оборону.

В табл. 21 приведены аналогичные данные для смешанных объектовых группировок минимальной плотности, обороняющих объекты радиусом 3—4 км и 6—10 км, при отражении наиболее вероятных типовых налетов авиации и крылатых ракет на отдельные объекты.

Таблица 21

Номер варианта смешанной группировки	Тип цели	Тип ЗРК в смешанной группировке	Радиус прикрываемого объекта, км	Количество ЗРК в группировке, способной бороться с целями, летящими		Соотношение типов ЗРК (количество ЗРК С-75 или С-125 делится на один ЗРК С-200)
				на малых, средних и больших высотах	только на средних и больших высотах	
				на малых, средних и больших высотах	только на средних и больших высотах	
1	Стратегическая авиация (бомбардировщики)	С-75 и С-200	6—10 3—4	5—9 С-75 3 С-75	1 С-200 1 С-200	5—9 3
2		С-125 и С-200	6—10 3—4	8—17 С-125 7 С-125	1 С-200 1 С-200	8—17 7
3	Истребители-бомбардировщики и АРК типа «Хаули Дог»	С-75 и С-200	6—10 3—4	5 С-75 4 С-75	2—3 С-200 1 С-200	2—3 5
4		С-125 и С-200	6—10 3—4	10 С-125 8 С-125	2—3 С-200 1 С-200	3—5 8

Из анализа данных табл. 20 и 21 следует, что для создания всевысотной зенитной ракетной обороны требуются следующие соотношения ЗРК.

В зональных группировках на один ЗРК С-200 на важнейших направлениях 5—6 ЗРК С-75 или 11—12 ЗРК С-125; на менее важных направлениях 2—3 ЗРК С-75 или 5 ЗРК С-125.

В объектовых группировках на один ЗРК С-200 в зависимости от категории объектов 2—9 ЗРК С-75 или от 3—5 до 8—17 ЗРК С-125.

Варианты смешанных группировок ЗРВ

Для создания всевысотной зенитной ракетной обороны смешанные группировки ЗРВ строятся с учетом:

- обеспечения обстрела каждой цели на больших и средних высотах;
- обеспечения смыкания зон поражения на вероятных направлениях полетов маловысотных целей;
- непоражения одним ядерным зарядом более одного комплекса;
- обеспечения такого размещения в группировке ЗРК С-75, С-125 и С-200, при котором исключалось бы взаимное влияние их радиолокационных и радиотехнических средств;
- обеспечения взаимного прикрытия.

При соблюдении этих требований для обстрела каждой цели на больших, средних и малых высотах должна строиться полоса обороны из двух рубежей, эшелонированных по глубине на 30—40 км. На первом рубеже следует размещать комплексы С-75 или С-125, на втором — комплексы С-200 и С-75 или С-125 (ЗРК С-75 и С-125 размещаются в интервалах между ЗРК С-200).

Варианты построения смешанных группировок ЗРВ показаны на рис. 294 и 295.

Такое построение группировки обеспечивает наиболее высокую боевую эффективность и боевую устойчивость зенитной ракетной обороны.

Для повышения эффективности зенитной ракетной обороны целесообразно развертывать на основных воздушных направлениях две—три полосы, причем плотность боевых порядков в последующих полосах может снижаться по мере разражения налета.

Дистанции между полосами обороны выбираются с учетом обеспечения наблюдения результатов воздействия ЗРВ на предыдущей полосе обороны и должны быть не менее:

- 150 км при расчете на отражение налета крылатых ракет;
- 250 км при расчете на отражение налета тяжелых бомбардировщиков.

Объектовые группировки ЗРВ могут создаваться из однотипных и разнотипных зенитных ракетных комплексов. Положение позиций различных комплексов в объектовой группировке зависит от соотношения дальности стрельбы и установленных рубежей выполнения задачи.

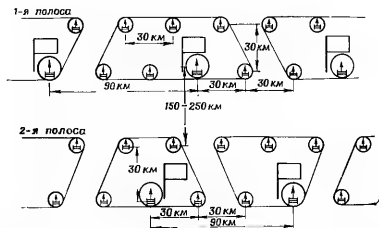


Рис. 294. Вариант построения смешанной зональной группировки ЗРК С-75 и С-200

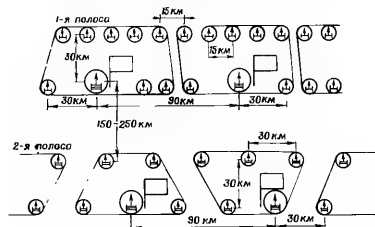


Рис. 295. Вариант построения смешанной зональной группировки ЗРК С-125, С-75 и С-200

Если дальность стрельбы ЗРК меньше радиуса выполнения задачи (ЗРК С-75 и С-125), то радиус рубежа расположения ЗРК рассчитывается таким образом, чтобы каждый комплекс прикрывал от аэродинамических целей, идущих на объект, наибольший сектор (наибольшую часть периметра рубежа выполнения задачи).

Принцип построения объектовой группировки показан на рис. 296.

Если дальность стрельбы ЗРК обеспечивает обстрел целей, идущих на объект с любого направления, до рубежа выполне-

ния задачи, то позиции выбирают на таком удалении от объекта, при котором исключается возможность их поражения баллистическими средствами нападения при нанесении удара

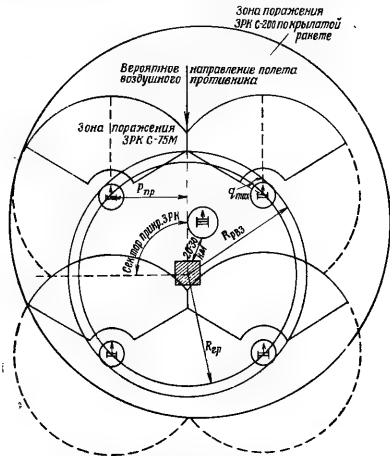


Рис. 296. Принципиальная схема построения объективной группировки минимальной плотности

по объекту. Однако позиции не должны удаляться от объекта на расстояние, большее, чем требуют интересы круговой обороны объекта.

Целесообразнее позицию ЗРК С-200 располагать в зоне, ограниченной рубежом расположения комплексов С-75 (С-125) на наиболее вероятном направлении полета средств воздушного нападения. Это обеспечивает большую устойчивость обороны при отгоне подавления ЗРК с малых высот снарядами, самоавиационными и источниками электромагнитного излучения.

Таблица 22

Равнос. общака, мд	Стратегический Бомбардировщик												Истребитель-бомбардировщик и фронтовой истребитель					
	средние высоты ($H=10-15$ км)				малые высоты ($H=0,3$ км)				Боевые высоты ($H=16-26$ км)				малые высоты ($H=0,3-0,5$ км)					
	С-75М		С-200		С-75М		С-125		С-75М		С-200		С-75М		С-125			
	$R_{гp}$	n	$R_{гp}$	n	$R_{гp}$	n	$R_{гp}$	n	$R_{гp}$	n	$R_{гp}$	n	$R_{гp}$	n	$R_{гp}$	n		
10	49	5	30	1	48	9	49	18	30	5	25	2	28	5	29	11		
8	44	4	29	1	43	8	44	16	29	5	23	2	27	5	28	11		
6	30	3	25	1	25	5	26	10	28	5	21	2	25	4	26	10		
4	23	2	22	1	21	4	22	8	26	4	19	1	24	4	25	9		
3	21	1	20	1	19	3	20	7	25	4	18	1	23	4	24	9		

Примечания: 1. $R_{\text{гг}}$ — радиус группировки ЗРК, км;

2. При расчете рубежа выполнения задачи принято:

— допустимое избыточное давление $P=0,05 \text{ кг/см}^2$.

Радиусы рубежей расположения и количество комплексов различных типов при создании группировок минимальной плотности для обороны объектов приведены в табл. 22.

Если объектовая группировка минимальной плотности не обеспечивает необходимых огневых возможностей, то ее состав должен быть увеличен с таким расчетом, чтобы в полосе отражения налета обеспечивалась требуемая эффективность обороны.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр
Предисловие	3
Глава I. Общая характеристика комплекса	5
1. Назначение, состав и основные тактико-технические данные комплекса	—
2. Основные функциональные связи комплекса	12
3. Позиция комплекса	18
Глава II. Радиолокатор подсвета цели	22
1. Принцип определения координат радиолокатором подсвета цели	—
2. Общая характеристика РПЦ	39
3. Антенно-волноводное и антенно-фидерные устройства	49
4. Система синхронизации	57
5. Передающее и приемное устройства	65
6. Устройства сопровождения цели по дальности и скорости	85
7. Система управления антеннами и устройство определения угловых координат	91
8. Устройства индикации и управления режимами работы РПЦ	102
9. Имитатор цели	120
Глава III. Цифровая вычислительная машина и цифровые преобразователи РПЦ	123
1. Некоторые сведения из основ вычислительной техники	—
2. Задачи, решаемые цифровой вычислительной машиной «Пламя-К»	144
3. Преобразователь «Аналог — Цифра» (ПАЦ)	153
4. Преобразователь «Цифра — Аналог» (ПЦА)	170
5. Преобразователь кодов чисел	177
6. Общая характеристика ЦВМ «Пламя-К»	181
7. Постоянное запоминающее устройство	189
8. Магнитное оперативное запоминающее устройство	195
9. Арифметическое устройство и устройство управления	201
10. Устройство ввода-вывода	209

Глава IV. Зенитная управляемая ракета В-560П (5Б21А)	221
1. Назначение, состав и компоновка ракеты	—
2. Двигательная установка	234
3. Головка самонаведения 5Г23	256
4. Счетно-решающий прибор 5922 (5923)	299
5. Боевая часть, радиовзрыватель и предохранительно-исполнительный механизм	307
6. Автопилот	325
7. Контрольный радиосветчик	329
8. Электрооборудование и гидросистема ракеты	333
Глава V. Стартовое оборудование	343
1. Назначение и состав	—
2. Пусковая установка 5П72Б	—
3. Заряжающая машина 5Ю24	354
4. Система управления стартом	362
5. Аппаратура кабины подготовки старта (К-3М)	374
6. Аппаратура наведения ГСН по угловым координатам и дальности	380
7. Аппаратура автоматической подстройки частоты и наведения ГСН по скорости	393
8. Аппаратура преобразования цифровой информации	397
9. Аппаратура индикации и контроля кабины К-3М	402
10. Порядок боевой работы в кабине К-3М при наведении ГСН и подготовке ракет	407
Глава VI. Аппаратура кабины целераспределения	412
1. Общие сведения по аппаратуре целераспределения	—
2. Объем информации, проходящей через аппаратуру кабины	414
3. Аппаратура сопряжения 5Ф13М	416
4. Устройство приема-передачи цифровой информации	435
5. Устройство преобразования цифровых данных в напряжении индикации (ПЦН)	446
6. Аппаратура управления	453
7. Задатчик траектории имитируемых целей (шкаф КФ-91)	474
8. Функциональные связи кабины К-9	476
Глава VII. Энергопитание комплекса	482
1. Схема энергопитания	—
2. Источники энергопитания	—
3. Распределительно-преобразовательные кабины	488
Глава VIII. Технологическое оборудование технического дивизиона	492
1. Общие сведения о техническом дивизионе	—
2. Техническая позиция	495
3. Основное технологическое оборудование технического дивизиона	501

Глава IX. Огневые возможности комплекса	506
1. Зона поражения	—
2. Возможности комплекса по обстрелу целей, последовательно входящих в зону пуска	518
3. Эффективность стрельбы	522
Глава X. Группировка ЗРВ смешанного состава при обороне объектов (районов, направлений) ПВО страны	528
1. Задачи ЗРВ, виды группировок и их краткая характеристика	—
2. Расчет рубежа выполнения боевой задачи	530
3. Определение удаления рубежа расположения ЗРК С-200 от границ обороняемого района или направления	533
4. Интервалы между позициями ЗРК, расположенных на одном рубеже	535
5. Расчет потребного количества ЗРК С-200, необходимого для обороны объекта, района или направления	537
6. Построение смешанных группировок ЗРВ	540

Замеченные опечатки

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть
5	12-я сверху	160	180
171	1-я снизу	$\dot{p}$	$\dot{r}$
213	1-я сверху	$\overline{14}$	$\overline{14}$
213	2-я сверху	$\overline{15}$	$\overline{15}$
248	5-я снизу	$(C_2H_5)_3N$	$(C_2H_5)_3NH$
383	12-я снизу	Величина ψ вводит-	Величина ψ вводит-
526	17-я снизу	ся . . . 30—1000	ся . . . 300—1000
546	12-я снизу	..объективной . . .	..объектовой . . .
Вклейка 2	Крайний левый столбец	генератор импульсов	генератор шумов

Зак. 000. Изд. № 5/5490сс.

Формат бумаги 60 × 90/16 — 34½ печ. л. — 34,5 усл. печ. л. +
+ 20 вкл. — 13¼ печ. л. — 13,25 усл. печ. л.

Зак. 000.

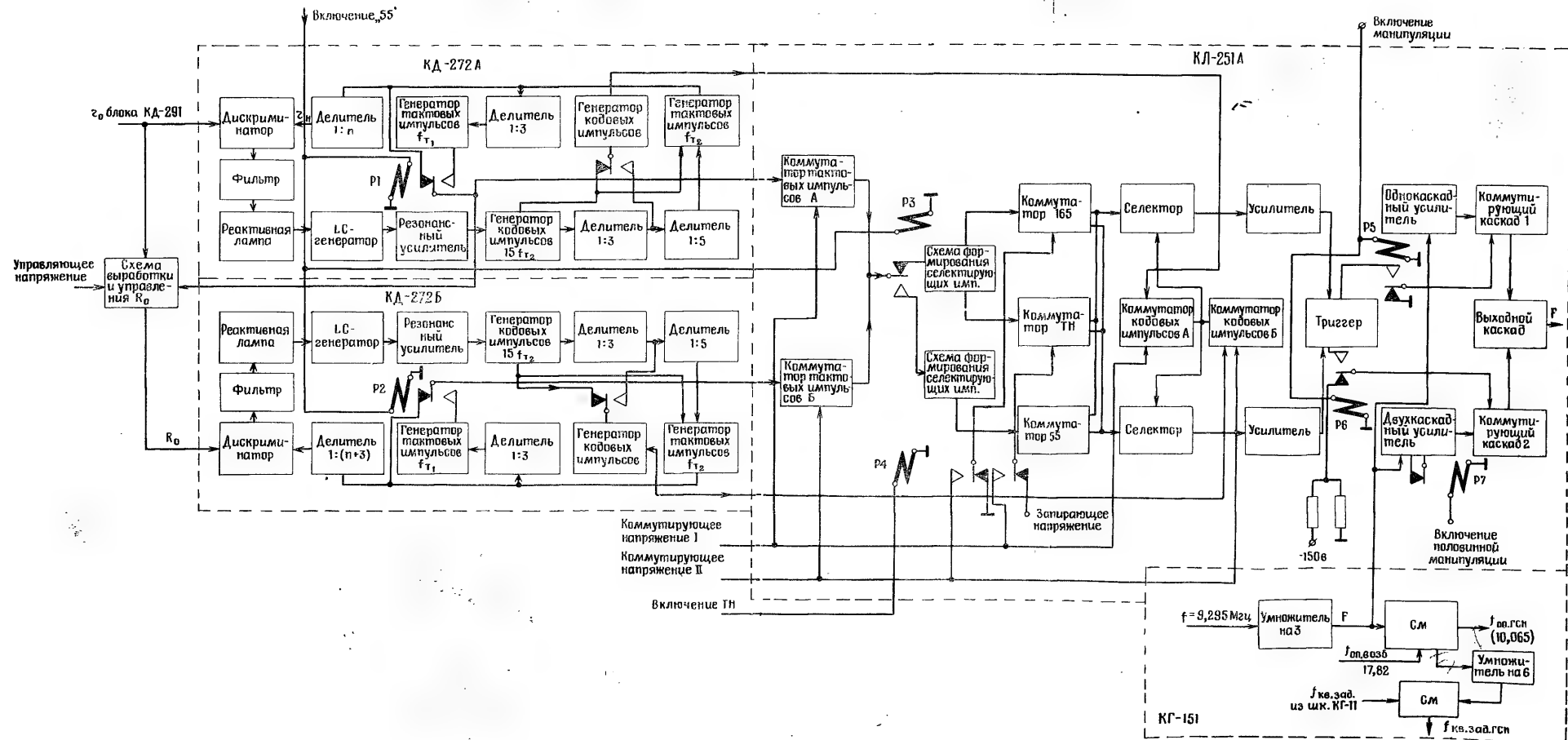


Рис. 40. Функциональная схема модулятора

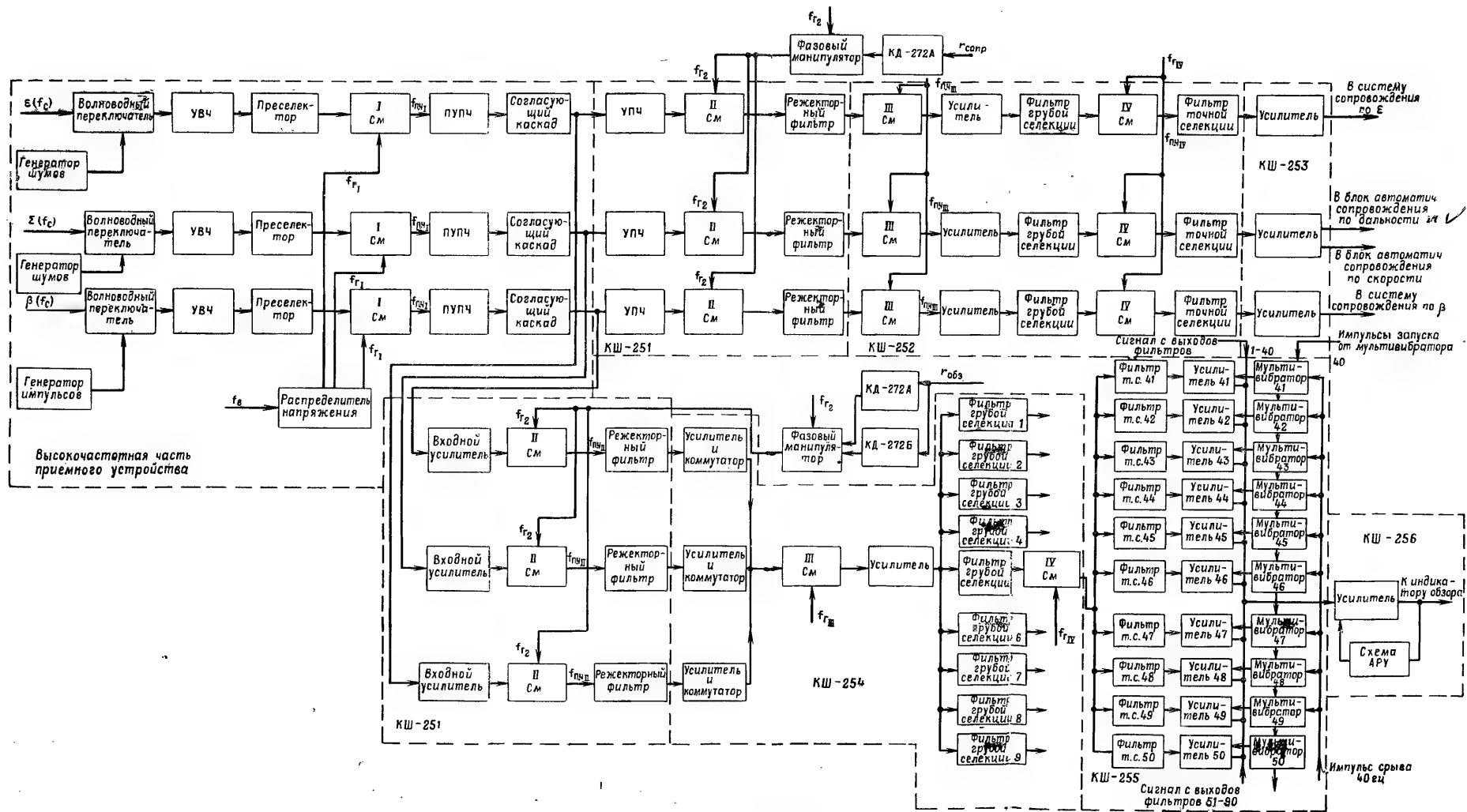
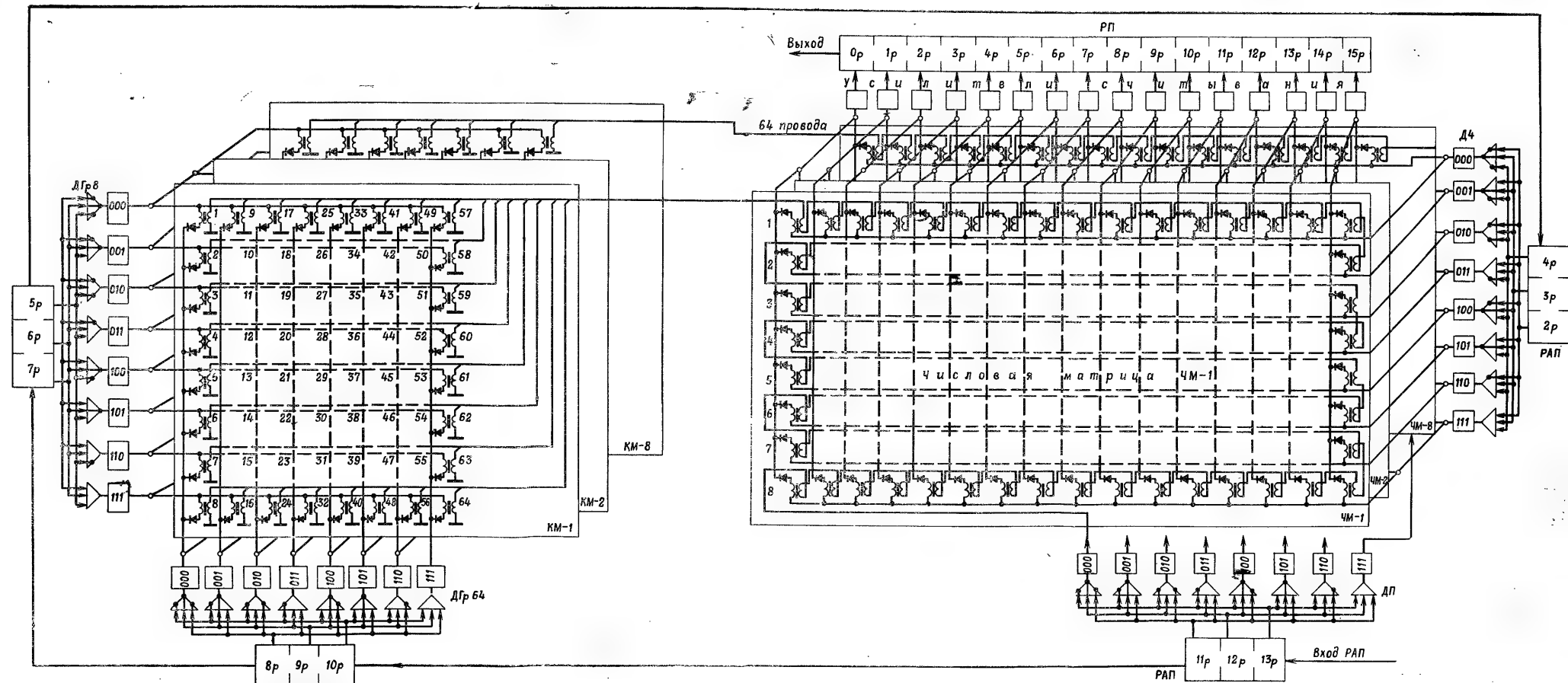


Рис. 41. Функциональная схема приемного устройства РПЦ



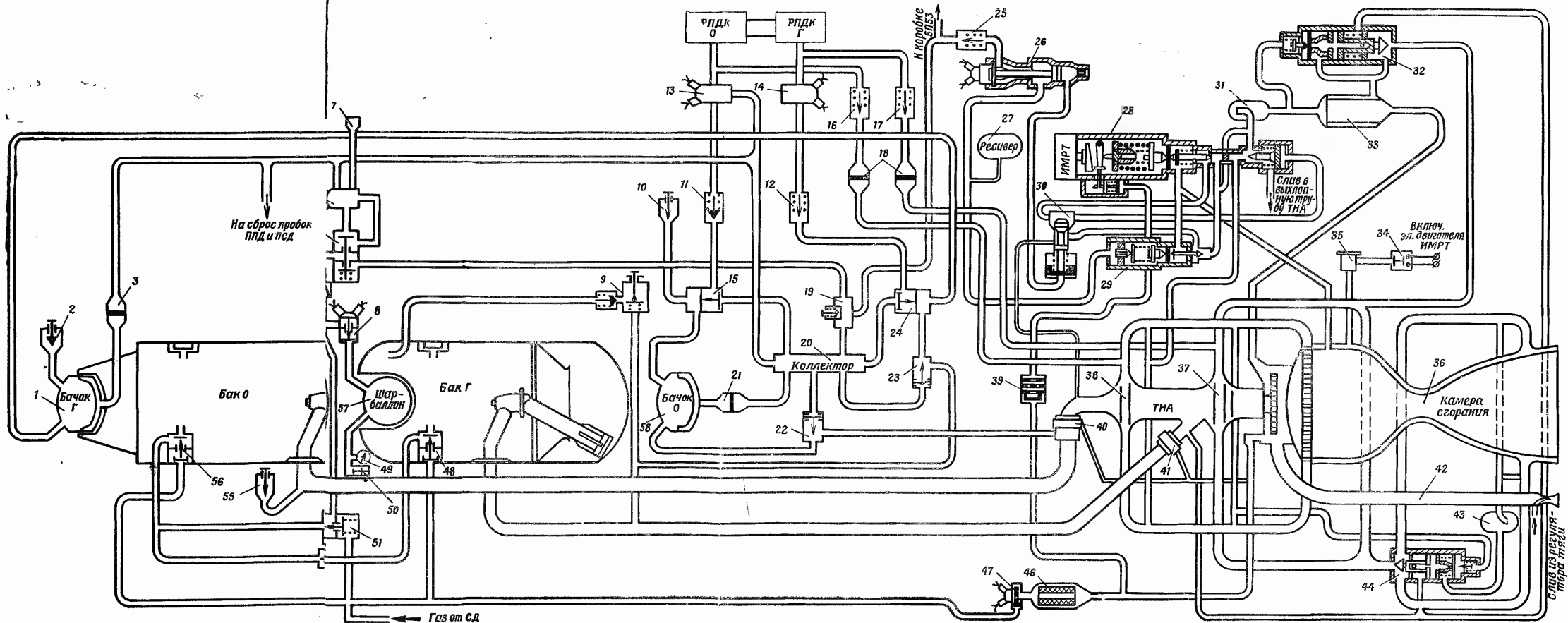


Рис. 162. Схема двигательной установки ракеты 5B21A

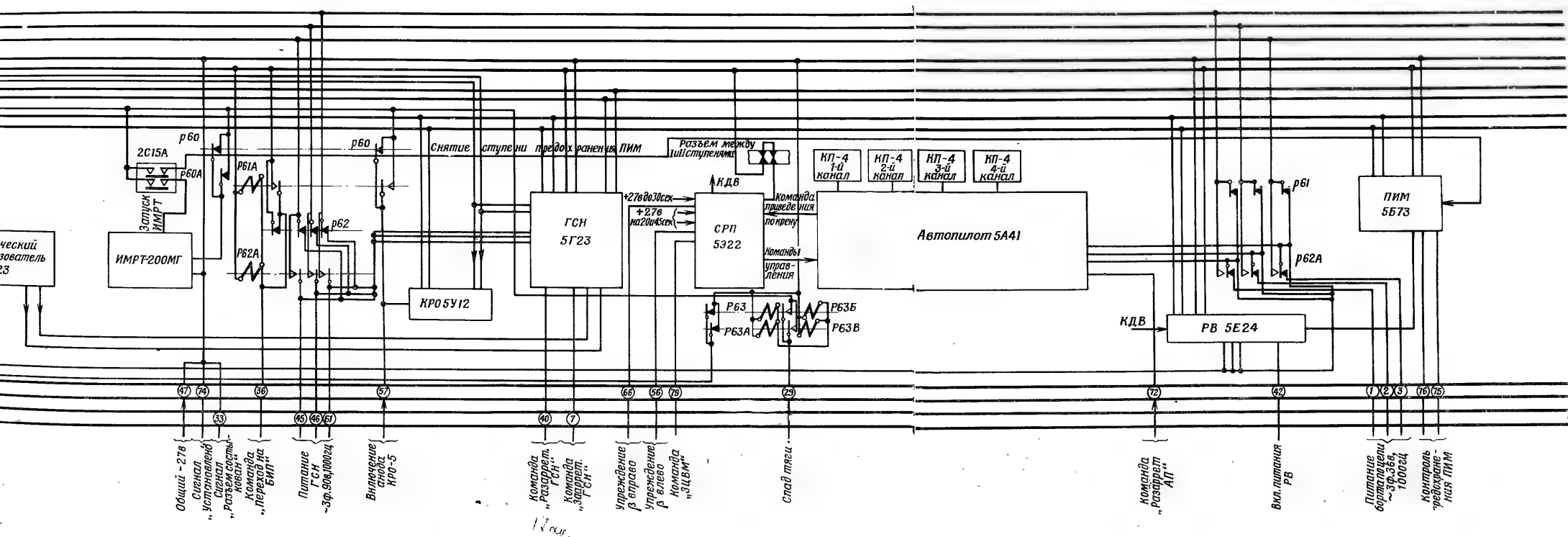
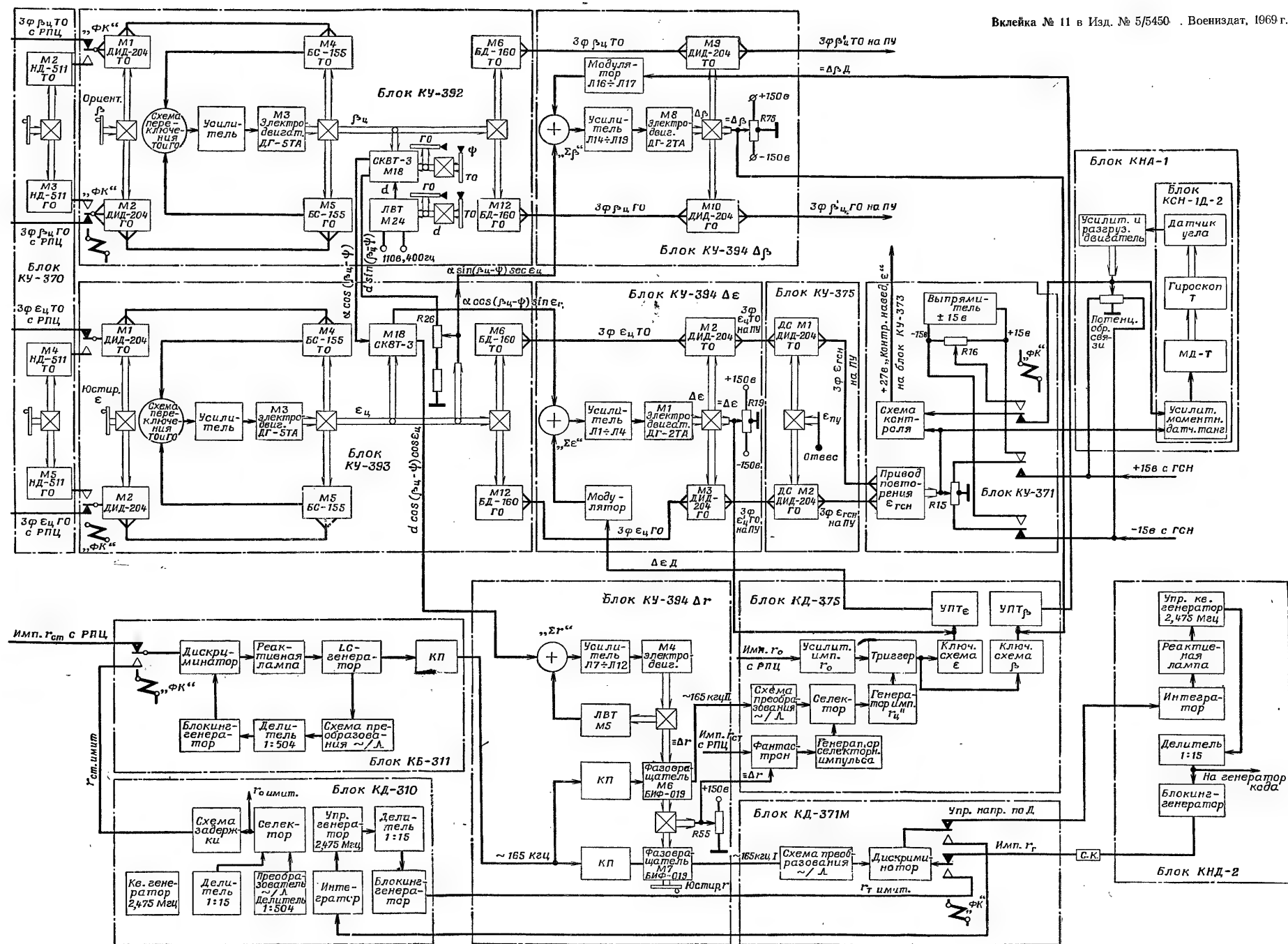


Рис. 214. Схема электрооборудования борта ракеты

Рис. 214. Схема электрооборудования борта ракеты



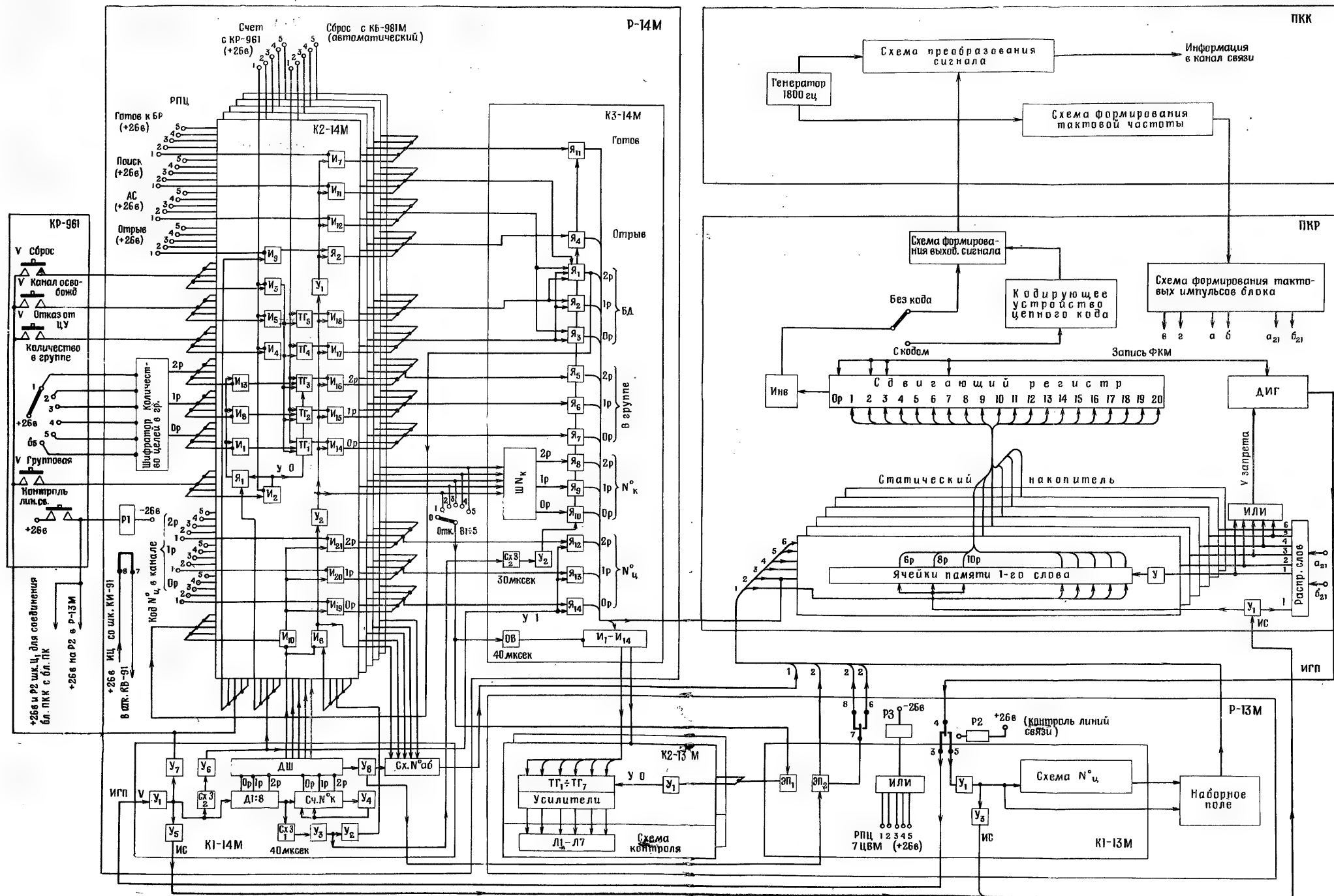


Рис. 241. Функциональная схема передающей части аппаратуры сопряжения 5Ф13М

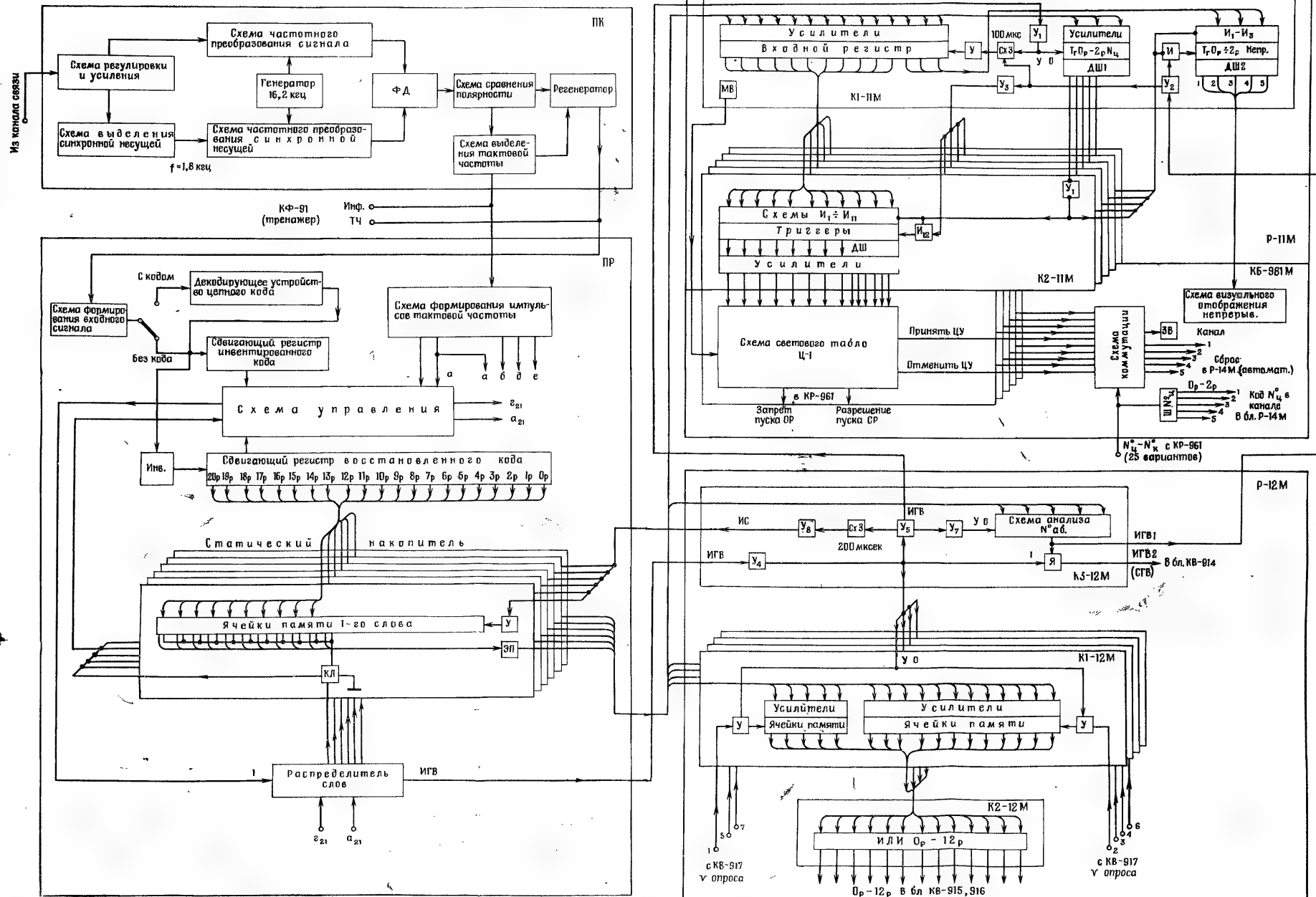


Рис. 246. Функциональная схема приемной части аппаратуры сопряжения 5Ф13М

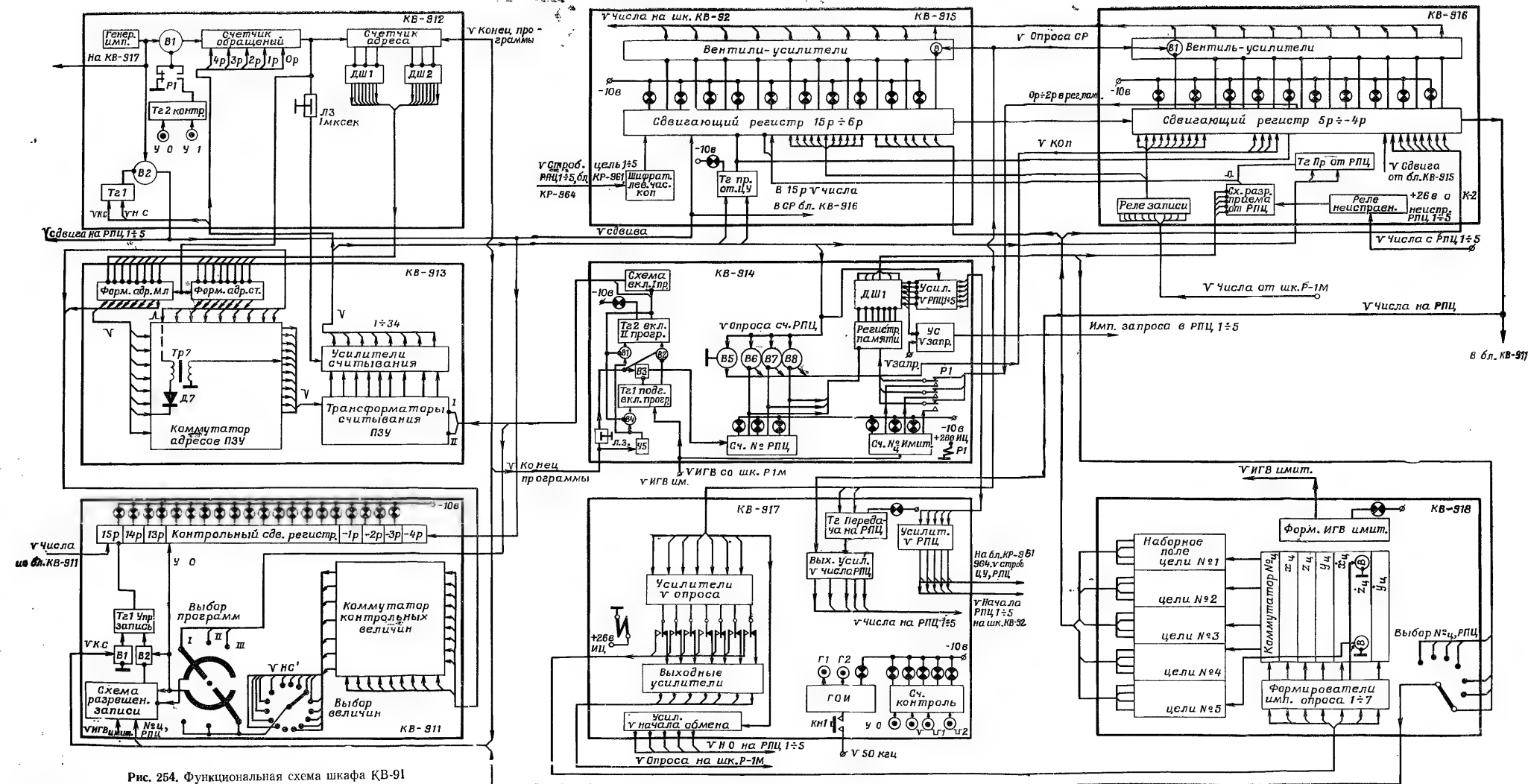


Рис. 254. Функциональная схема шкафа КВ-91



Рис. 256. Функциональная схема шкафа КВ-92 (ПЦН)

Тип	Код	ПО	Обозн.	$\omega=1$	Выполняемая операция			Примечание
Арифметические	0	0	+	<0	$M(n) + N \Rightarrow H_A(M)$		При разных знаках результата $\varphi=1$	3,4
	1	0	-	<0	$M(n) - N \Rightarrow H_A(M)$			3,4
	2	0	$\oplus$	<0	$M(n) \cdot N \Rightarrow H_A(M)$		3,4	
	2	1	*	<0	$M(n) \times A \Rightarrow H(\text{ст разр}) + A(\text{мл. разр})$		Обязательно ПЗ=0!	4
	3	1	$\otimes$	<0	$M(n) \times A \Rightarrow H(\text{окр ст р}) + A(\text{мл. разр})$			4
Модификации	0	1	ПМК	схр	Разр 0:7 из $M(n) \Rightarrow MK$; $0 \Rightarrow (M)$			2,14
	7	0	ЗМК	уст	$MK \Rightarrow \text{Разр } 0:7 \text{ в } H_A(M)$; $\omega=0$; р 8:15 - нули			3,1
	1	1	ММ	зн	$MK+1 \Rightarrow MK$, ω - ст разр МК; $0 \Rightarrow (M)$			2
	0	1	ВЧ	схр	$M(n)+I_{AV} \Rightarrow (M)$, следует команда из (M)			2,5
Передачи управ.	5	1	БПУП	схр	$AM \Rightarrow SK$; Уст. реж. „Прогр от ПЗУ“		$0 \Rightarrow (M)$ ПК сохраняется	2,6,7
	4	1	БПУМ	схр	$AM \Rightarrow SK$; Уст. реж. „Прогр от МОЗУ“			2,6,7
	6	1	ПУО	схр	При $\omega=0AM \Rightarrow SK$		$0 \Rightarrow (M)$; ПК и Реж. „Прогр от. сохран	2,6,7
	7	1	ПУ1	схр	При $\omega=1AM \Rightarrow SK$			2,6,7
Переключ.	8	1	ППЧ	схр	Разр 2:5 из $AM \Rightarrow ПЧ$; $0 \Rightarrow (M)$			1,2,6
	9	1	ПСК	уст	$M(n) \Rightarrow PK+SK+\bar{\omega}+NM$; Реж. „Прогр от.“ сохран. $0 \Rightarrow (M)$			2,14,7
	6	0	ПЗСК	уст	$PK+SK+\bar{\omega}+NM+00 \Rightarrow H_A(M)$, следует ПСК			3
Логические	9	0	$\wedge$	$\neq 0$	$M(n) \wedge N \Rightarrow H_A(M)$ поразрядное И			3,4
	8	0	$\vee$	$\neq 0$	$M(n) \vee N \Rightarrow H_A(M)$ поразрядное ИЛИ			3,4
	3	0	$\sim$	$\neq 0$	$M(n) \sim N \Rightarrow H_A(M)$ поразрядное сложение			3,4
	4	0	$\rightarrow$	$\neq 0$	$\bar{N} \Rightarrow H_A(M)$		Логический сдвиг на 1 разряд	3,4,1
	5	0	$\leftarrow$	<0	$\bar{N} \Rightarrow H_A(M)$			3,4,1
ЛУ-пересылки	5	0	ПН	<0	$M(n) \Rightarrow H_A(M)$			3,4
	2	0	ЗН	<0	$N \Rightarrow H_A(M)$			3
	4	0	ПА	$\neq 0$	$M(n) \Rightarrow A$ одновременно $M(n) \Rightarrow (M)$			2,4
	3	0	ЗА	<0	$A \Rightarrow H_A(M)$			3
Ввод-вывод	1	1	ВВ1	схр	$M \Rightarrow UVB$, $UVB \Rightarrow (M)$		пп означает НМ	2
	3	1	ВВ2	схр	$M \Rightarrow UVB$, $UVB \Rightarrow (M)$			2
	4	1	ПЕЧ	схр	Печать индицируемого регистра			1
Разные	1	0	ВИ	<0	$-1 \cdot 2^{-14} \Rightarrow H_A(M)$			3
	0	0	00	схр	„Ничего не делать“. $0 \Rightarrow (M)$			2
	2	1		схр	$0 \Rightarrow (M)$			2
	5	1	Ω	схр	Останов после след команды. Обязательно ПП-ПЗ=0!			

Значение разрядов в ЗУ, индикации и вне машины

Разряды		13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0	15	14				
Значение кода																					
Команда		Код				Адресная часть (АЧ)										ПП	ПМ	ПЗ	ПО		
Число		Мантисса																ЗН1	ЗН2		
Код при ПСК и ПЗСК		ПК				СК										$\bar{\omega}$	НМ				
Код при ПМК и ЗМК								МК													
Код при ПЕЧ		1-я цифра				2-я цифра			3-я цифра			4-я цифра									

Примечания.

- В основных электрических цепях машины разряды следуют в порядке нумерации, начиная с 0 разряды.
- $\Rightarrow (M)$ - запись в МОЗУ при ПЗ=1.
- $\Rightarrow H_A(M)$ - при ПЗ=0; $N \Rightarrow A$, затем $\Rightarrow H$; при ПЗ=1; только $\Rightarrow M$.
- $M(n)$ - код из МОЗУ (при ПП=0) или из ПЗУ (при ПП=1).
- I_{AV} - единица в мл разр. АЧ (разр.2).
- $AM = AЧ + МК + ПМ$ при ПМ=0, $AM = AЧ$.
- СК - текущее значение Номер след команды = СК+1

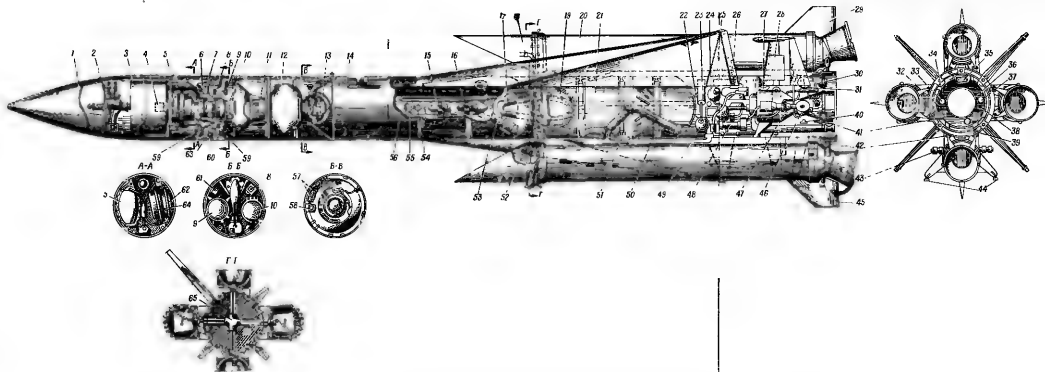


Рис. 151. Компоновка ракеты 5Б21А:

1 — радиопрозрачный обтекатель (отсек № 1); 2 — блок КН-1; 3 — блок КН-2; 4 — блок КН-3; 5 — блок 5Б22; 6 — блок КН-24; 7 — установка Р-7; 8 — программный механизм ПМК-80Д; 9 — блок КН-1Р; 10 — блок 5Б24Ф; 11 — блок 5Б73; 12 — блок 5Б14Ш; 13 — бак Г БНП; 14 — бак О; 15 — блок КН-2Р; 16 — блок КН-10; 17 — трубопровод окислителя; 18 — приемник полного давления ППД; 19 — шар-баллон; 20 — стартовый двигатель; 21 — бак Г; 22 — бак О БНП; 23 — бак для гидросмеси; 24 — блок 5Н43; 25 — крыло № 1; 26 — антенна КРО-1А; 27 — преобразователь ПО-500С4; 28 — руль-элерон; 29 — стабилизатор; 30, 35 — розетка отрывного электроразъема ОШ-2; 31, 49 — гидроаккумулятор низкого давления; 32 — полуразъем заправки гидросистемы; 33 — манометр МВУ-100; 34 — зарядный кран высокого давления; 36 — зарядный кран низкого давления; 37 — манометр МВУ-15; 38 — полуразъем слива гидросистемы; 39 — транзитный разъем связи стартовых двигателей со II ступенью; 40 — блок КН-4; 41 — отрывной разъем между I и II ступенями; 42 — задний узел крепления стартовых двигателей; 43 — ролик (задняя опора ракеты на ПУ); 44 — бугель; 45 — складывающийся стабилизатор; 46 — гидроаккумулятор высокого давления; 47 — двигатель БД12; 48 — блок ИМРП-200МГ; 49 — заборник; 51 — трубопровод Г; 52 — силовой цилиндр; 53 — заборник О; 54 — кран зарядный; 55 — манометр МВУ-400Ш; 56 — обтекатель; 57 — сигнализатор СДУ4А-0,65; 58 — блок КН-5Б; 59 — клапан волноразрыва; 60 — розетка отрывного электроразъема ОШ-1; 61 — коробка КУ-500С4-2; 62 — блок 5В14; 63 — розетка контрольного электроразъема КР; 64 — блок 5Н23; 65 — крестовина

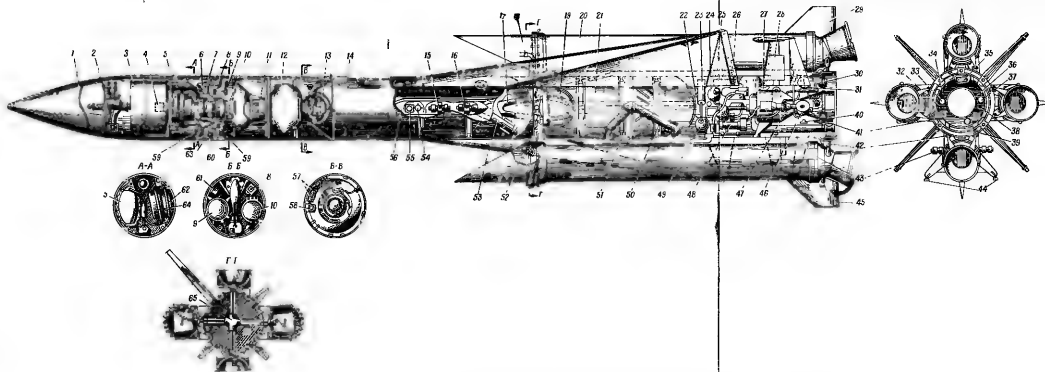


Рис. 151. Компоновка ракеты 5B21A:

1 — радиопрозрачный обтекатель (отсек № 1); 2 — блок КН-1; 3 — блок КН-2; 4 — блок КН-3; 5 — блок 5B22; 6 — блок КН-24; 7 — установка Р-7; 8 — программный механизм ПМК-80Д; 9 — блок КН-1Р; 10 — блок 5B24Ф; 11 — блок 5B73; 12 — блок 5B14Ш; 13 — бак Г БНП; 14 — бак О; 15 — блок КН-2Р; 16 — блок КН-10; 17 — трубопровод окислителя; 18 — приемник полного давления ППД; 19 — шар-баллон; 20 — стартовый двигатель; 21 — бак Г; 22 — бак О БНП; 23 — бак для гидросмеси; 24 — блок 5B143; 25 — крыло № 1; 26 — антенна КРО-1А; 27 — преобразователь ПО-500С4; 28 — руль-элерон; 29 — стабилизатор; 30, 35 — розетка отрывного электроразъема ОШ-2; 31, 49 — гидроаккумулятор низкого давления; 32 — полуразъем заправки гидросистемы; 33 — манометр МВУ-100; 34 — зарядный кран высокого давления; 36 — зарядный кран низкого давления; 37 — манометр МВУ-15; 38 — полуразъем слива гидросистемы; 39 — транзитный разъем связи стартовых двигателей со II ступенью; 40 — блок КН-4; 41 — отрывной разъем между I и II ступенями; 42 — задний узел крепления стартовых двигателей; 43 — ролик (задняя опора ракеты на ПУ); 44 — бугель; 45 — складывающийся стабилизатор; 46 — гидроаккумулятор высокого давления; 47 — двигатель БД12; 48 — бак ИМРТ-200МГ; 49 — заборник; 51 — трубопровод Г; 52 — силовой цилиндр; 53 — заборник О; 54 — кран зарядный; 55 — манометр МВУ-400Ш; 56 — обтекатель; 57 — сигнализатор СДУ4А-0,65; 58 — блок КН-5Б; 59 — клапан волноразрыва; 60 — розетка отрывного электроразъема ОШ-1; 61 — коробка КУ-500С4-2; 62 — блок 5B14; 63 — розетка контрольного электроразъема КР; 64 — блок 5B123; 65 — крестовина

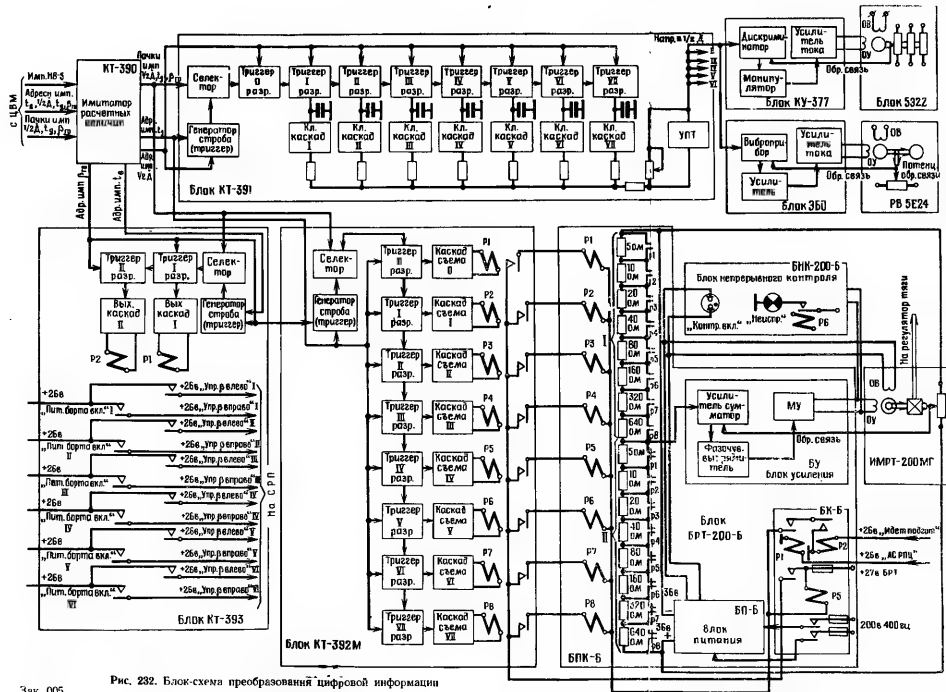
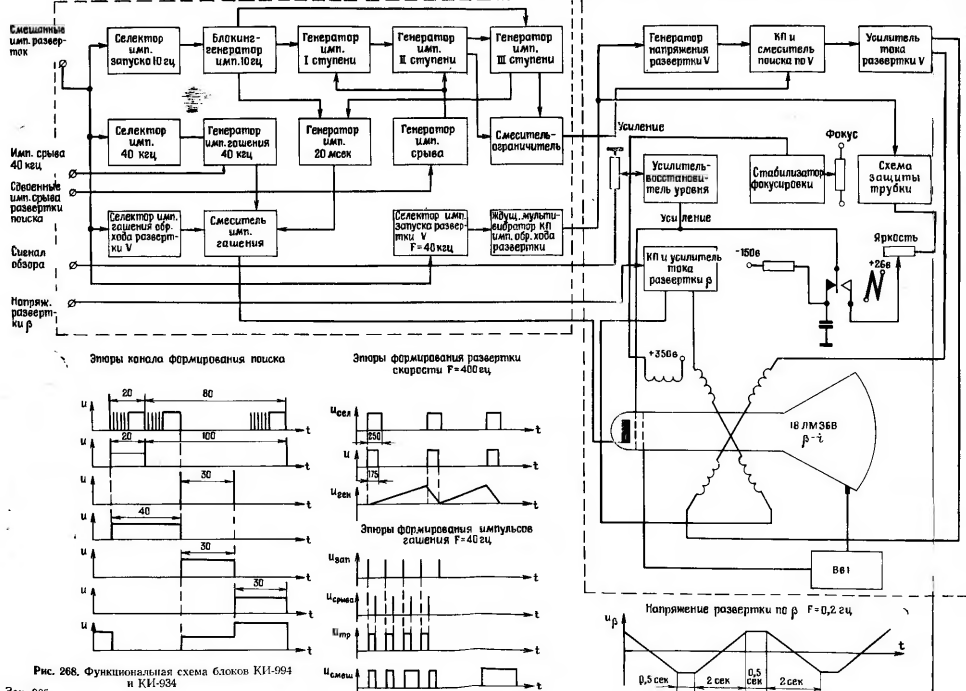


Рис. 232. Блок-схема преобразования цифровой информации



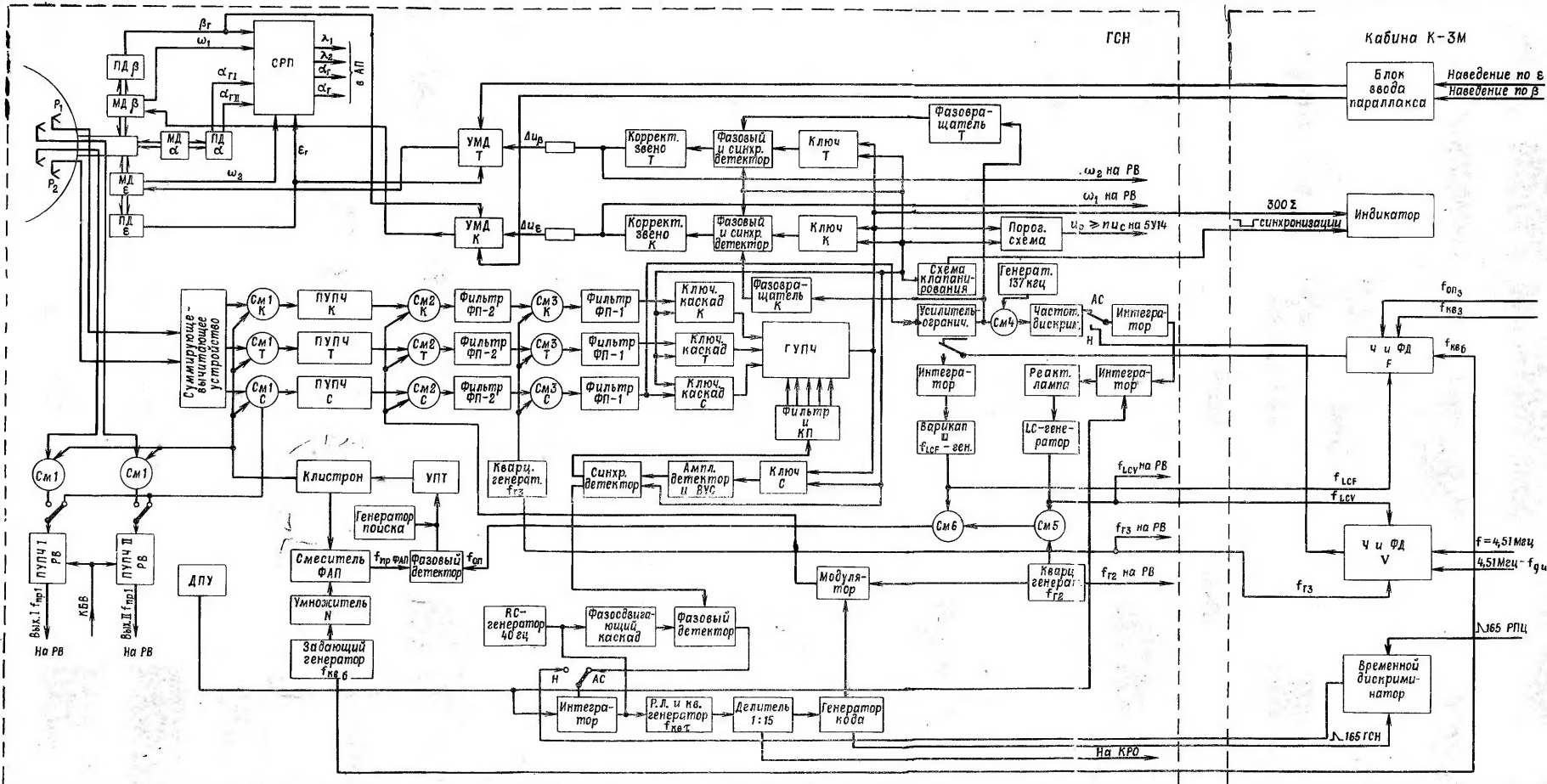


Рис. 180. Функциональная схема ГСН